

*Proyecto Fin de Carrera*



**“VALIDACIÓN DEL ÚTIL, *SIDE-CLAMPED***  
***BEAM FIX*, UTILIZADO EN ENSAYOS DE  $G_{IC}$**   
**PARA SU POSTERIOR NORMALIZACIÓN EN**  
**LOS MÉTODOS DE ENSAYO DE AIRBUS”**

Realizado por:

***Juan Riera Ramírez***

**Julio 2009**

Dirigido por:

**Gloria Santacruz Rodríguez**

Departamento Tecnología de Ensayos y Laboratorio de Ensayos

Mecánicos Materiales y Procesos (Airbus España)

**Elisa Ruíz Navas**

Departamento de Ciencia e Ingeniería de Materiales e Ingeniería

Química (Escuela Politécnica Superior de Ingenieros Industriales,

Universidad Carlos III de Madrid)

## ÍNDICE DE CONTENIDO.

AGRADECIMIENTOS.....	3
1 RESUMEN. ....	4
1.1 ABSTRACT .....	5
2 OBJETIVOS .....	6
3 PRESENTACIÓN DE LA EMPRESA .....	7
3.1 AIRBUS ESPAÑA .....	9
4 ACERCAMIENTO TEÓRICO .....	11
4.1 MATERIALES COMPUESTOS DE MATRIZ POLIMÉRICA REFORZADOS CON FIBRAS (CFRP) .....	11
4.1.1 Introducción a los materiales compuestos .....	11
4.1.2 Fibra de carbono.....	17
4.1.3 Resinas termoestables epoxídicas .....	25
4.1.4 Adhesivos epoxi.....	28
4.2 MÉTODOS DE FABRICACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS.....	31
4.2.1 Materiales semielaborados. Pre-pregs. ....	31
4.3 DEFECTOLOGÍA TÍPICA EN LOS CFRP.....	44
4.3.1 Ensayos no destructivos .....	45
4.4 ENSAYO $G_{1C}$ .....	51
4.4.1 Descripción .....	51
4.4.2 Normativas.....	52
4.4.3 Útil Side-Clamped Beam fix. ....	65
5 PROCEDIMIENTO EXPERIMENTAL.....	71
5.1 FABRICACIÓN DE LOS PANELES.....	71
5.1.1 Instalaciones y equipos.....	71
5.1.2 Fabricación. ....	72
5.2 INSPECCIÓN NO DESTRUCTIVA DE LOS PANELES.....	79
5.3 CORTE Y MECANIZADO DE LAS PROBETAS. ....	84
5.4 ENSAYOS MECÁNICOS.....	86
6 PRESENTACIÓN DE RESULTADOS.....	91
7 CONCLUSIONES.....	103
8 BIBLIOGRAFÍA. ....	106



## **AGRADECIMIENTOS.**

Con la redacción de este Proyecto Fin de Carrera, pongo fin a mi etapa de estudiante de Ingeniería Industrial. Durante los últimos años muchos de mis esfuerzos han estado dirigidos a alcanzar este objetivo, y en este momento de inmenso orgullo y alegría creo que es mi deber acordarme de todas las personas que durante este tiempo han compartido conmigo los éxitos y los fracasos.

A mis padres Jesús y Graci y a mis hermanos Marta y Luís que han disfrutado de los aprobados, han sufrido los suspensos y en todo momento han estado para darme su aliento y sin los cuales este momento jamás habría sido posible.

A María por aguantar, esperar, animarme y sobre todo por comprenderme en todo momento.

A mis amigos de toda la vida, Sami, Sergio y Miguelito por ser como son y sobretodo por ayudarme a desconectar en tantas ocasiones.

A los colegas de la Uni (Pablo, Lourdes, Edu, Javi, Alex, Miguel...), a los de la selección de fútbol sala. Y a muchos profesores por cumplir con su obligación de enseñar, hacernos pensar y ser humanos. Entre ellos quisiera acordarme de Mónica Campos, que además de ser una excelente profesora me ánimo a irme de Erasmus y que una vez allí me ayudo en todo lo que pudo. A mi tutora Elisa, por su apoyo con el proyecto y por que gracias a ella he podido realizar este proyecto en Airbus donde he aprendido tanto y además he conocido a tanta gente maravillosa.

A todo el personal del departamento de I+D de Airbus especialmente a Gloria, Miguel y Alberto ya que parte del proyecto es también suyo así como de Sergio, Javi, María, Maribel, Marisa, Rafa, Manuel, Elisa, Laura, Marc, José...

A San Martín de Pusa y todos los que por allí pasamos algunos días.

A todos, gracias



## **1 RESUMEN.**

El objeto de este proyecto ha sido la mejorara del actual método de ensayo que se viene utilizando para la determinación de la tenacidad a la fractura interlaminar en modo I en materiales de fibra de carbono. El punto de partida para acometer este trabajo fue profundizar en el campo de los materiales compuestos aplicados en la industria aeronáutica; conocer y estudiar de manera exhaustiva todos los conceptos y parámetros relacionados con el mundo de los materiales compuestos tales como normativas, métodos de fabricación, ensayos no destructivos y, especialmente, el ensayo de  $G_{IC}$ , entorno al cual ha girado todo el proyecto.

El desarrollo del proyecto se compone de un estudio previo de los materiales compuestos así como del ensayo utilizado para la determinación de la tenacidad a la fractura interlaminar modo I en este tipo de materiales.

Tras este análisis se ha estudiado y comparado en detalle el útil que actualmente se viene utilizando para la determinación de la tenacidad a la fractura interlaminar modo I,  $G_{IC}$ , y el útil objeto del proyecto, el Side-Clamped Beam Fix.

Concluido todo el proceso descriptivo, se han analizado los diversos resultados de ensayos de  $G_{IC}$  utilizando el útil Side-Clamped Beam Fix, así como el útil aceptado actualmente por las especificaciones técnicas de Airbus (AITM), “bisagras”, con los mismos acondicionamientos y en las mismas condiciones de temperatura de ensayo.

Finalizados estos ensayos se han comparado los resultados obtenidos para la validación o no del nuevo útil y en caso de ser claramente comparables se procederá a la normalización del mismo.

## 1.1 **ABSTRACT**

The aim of this project has been the improvement of the current test method which is used for the determination of mode I interlaminar fracture toughness energy of carbon fibre composites. In order to achieve this goal it was performed a preliminary study of the composites materials as well as the test method which is being used to determinate mode I interlaminar fracture toughness energy used with this materials.

Following this analysis, it has been studied and compared in detail the tool that at the moment is used for the determination of mode I interlaminar fracture toughness energy of carbon fibre composites and the Side-Clamped Beam Fix, tool goal of this project.

The Side-Clamped beam fix was designed in order to exclude the long and costly processes of adhesion of “piano hinges”, which are the only tool that was accepted at the moment by the Airbus Industrie Test Method (AITM), to the specimens (surface preparation of adherent and metallic fixtures, adhesive joint, cleaning of the fixtures)

Concluded all the descriptive process, the diverse results of  $G_{IC}$  tests have been analyzed using the tool Side-Clamped Beam Fix, as well as, “hinges” with the same preparations and in the same conditions of temperature of test.

Finalized these tests, the results obtained have been compared for the validation of the new tool and in case of being clearly comparable it will be performed the normalization of the new tool.

## 2 **OBJETIVOS**

El principal objetivo propuesto en este proyecto ha sido la mejora del método de ensayo que se viene utilizando para la determinación de la tenacidad a la fractura interlaminar modo I.

Para la consecución de este objetivo se ha propuesto incorporar, como alternativa al útil actualmente aceptado según las especificaciones técnicas de ensayos de la compañía Airbus (AITM's), uno nuevo que facilite y agilice la realización de este ensayo tan ampliamente utilizado en la industria aeronáutica, especialmente en la evaluación de las uniones encoladas.

### **3 PRESENTACIÓN DE LA EMPRESA**

Airbus, empresa líder mundial en la fabricación de aviones con capacidad para más de 100 pasajeros, esta en proceso constante de innovación tecnológica. La misión de la empresa es la de proporcionar aviones que estén perfectamente adaptados a las necesidades del mercado, con la máxima calidad del servicio disponible [1]. Dispone de laboratorios de Investigación y Control de Calidad en sus diferentes factorías. En concreto este proyecto ha sido realizado en el Laboratorio de Ensayos Mecánicos del departamento de I+D de la factoría de Getafe de Airbus España.

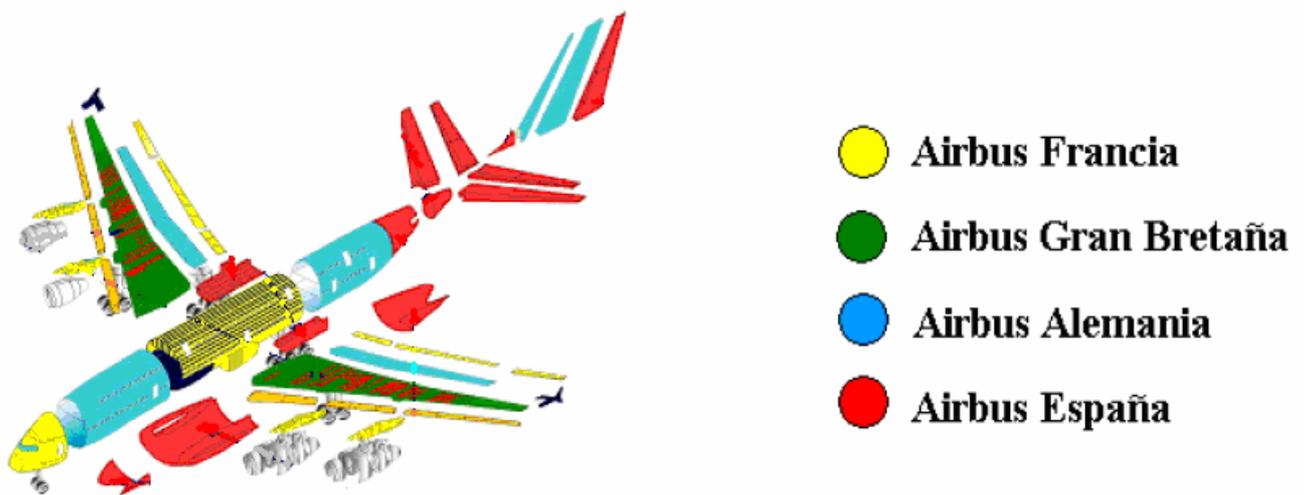
En 1970 se creó el consorcio Airbus entre la compañía francesa “Aérospatiale Matra” y alemana “Deutsche Aerospace” (Dasa) (ver Figura 3.1). Un año después la empresa española Construcciones Aeronáuticas Sociedad Anónima (CASA) se incorporó a dicho consorcio, y en 1979 lo hizo la inglesa “British Aerospace” (BAE). Desde el principio el consorcio se fijó como objetivo competir con el principal fabricante de aviones del mundo, la compañía estadounidense Boeing, que en aquella época iba adquiriendo una posición cada vez más dominante en el sector de la aviación civil [2]. El 2 de diciembre de 1999 se firmó en Madrid el acuerdo para la fusión de Aérospatiale Matra, CASA y Dasa que daría lugar en julio de 2000 a la compañía EADS (“European Aeronautic Defence and Space Company”). Un año después se creó en Toulouse (Francia) Airbus S.A.S. como una Sociedad por Acciones Simplificada (“Société par Actions Simplifiée”, S.A.S) con los recursos que dedicaba cada una de las compañías a los programas del consorcio, quedando el reparto accionarial distribuido entre EADS (80%) y BAE SYSTEMS (20%) hasta octubre de 2006, momento en el que el grupo aeroespacial europeo EADS se convirtió en el único propietario de Airbus. [1]





**Figura 3.1** Firma del acuerdo entre el Ministro francés de Transporte, Jean Chamant y el Ministro alemán de Asuntos Económicos, Karl Schiller, para el desarrollo conjunto del avión A300 [1]

Los proyectos de la filial de aviación civil del consorcio aeronáutico europeo EADS se dividen por paquetes de trabajo entre sus diferentes sedes Europeas repartidas entre Alemania, Francia, España y Gran Bretaña (ver Figura 3.2 y Tabla 3.1). Una vez fabricados los componentes se utiliza la aeronave de carga A300-600ST Super Transporter (Beluga), para transportar secciones completas de aviones Airbus desde los distintos centros de producción hasta las cadenas de montaje final de Toulouse o Hamburgo. Cuando las dimensiones de los componentes no permiten la utilización del transporte aéreo se utilizan combinaciones que implican el transporte fluvial, marítimo y por carretera. [1]



**Figura 3.2** Fabricación de las diferentes partes del avión A-380 en los diferentes sites AIRBUS [3]

País	Empleos directos Airbus
<u>Francia</u>	19.358
<u>Alemania</u>	18.423
<u>Reino Unido</u>	8.688
<u>España</u>	2.726
<u>Estados Unidos</u>	405+
<u>República Popular China</u>	100+
<b>Total</b>	<b>49.700+</b>

*Tabla 3.1 Empleos directos de AIRBUS SAS*

### **3.1 AIRBUS ESPAÑA**

Airbus España S.L. emplea a cerca de 3000 personas repartidas entre sus factorías de Getafe, Illescas y Puerto Real y se especializa en el diseño, fabricación y montaje de estructuras en fibra de carbono de todos los modelos del fabricante aeronáutico europeo. La planta de Getafe se dedica a la Ingeniería, Soporte al Producto, Desarrollo y Fabricación de materiales compuestos convencionales (autoclave) y por Moldeo por Transferencia de Resina (“Resin Transfer Moulding”, RTM), y a los Montajes Estructurales. La planta de Illescas (Toledo) esta especializada en los procesos de producción automatizados con materiales compuestos avanzados y en la fabricación de grandes superficies de sustentación. Este centro está equipado con los sistemas más avanzados para el diseño, la fabricación, la inspección y la reparación de cualquier tipo de estructura de material compuesto por lo que es un Centro de Competencia de Materiales Compuestos Avanzados y un Centro de Excelencia de Materiales Compuestos. La planta de Puerto Real (Cádiz) es un Centro de Excelencia de Montajes Automatizados, y es desde donde se entrega a la Cadena de Montaje Final el estabilizador horizontal del A380. [1]



MODEL	A300	A310 200 300	A320/321	A330/340	A340-600	A380	
1º FLIGHT	1974	1981 1982	1987	1991	2001	2005	
H T P	LEADING EDGE	METALLIC	METALLIC	COMPOSITES	COMPOSITES	COMPOSITES	COMPOSITES
	LATERAL BOX	METALLIC	METALLIC	COMPOSITES	COMPOSITES	COMPOSITES	COMPOSITES
	CENTRAL BOX	METALLIC	METALLIC	-----	METALLIC	-----	-----
	TRAILING EDGE	COMPOSITES	COMPOSITES	COMPOSITES	COMPOSITES	COMPOSITES	COMPOSITES
	ELEVATOR	MET./BONDING	COMPOSITES	COMPOSITES	COMPOSITES	COMPOSITES	COMPOSITES
	TIP FAIRING	COMPOSITES	COMPOSITES	METALLIC	METALLIC	METALLIC	METALLIC

**Tabla 3.2** Innovación en la fabricación del estabilizador horizontal (HTP) [4]

Airbus España ha tenido una voluntad continua de innovación desde su incorporación al consorcio Airbus en 1971. Este afán innovador comenzó con la introducción de la fibra de carbono en los timones del estabilizador del A300 en 1974, continuó con el primer estabilizador horizontal (Horizontal Tail Plane, HTP) en fibra de carbono en un avión civil en el A320 y siguió con el primer estabilizador tanque de combustible de fibra de carbono en el A330/340. La consolidación de la utilización de fibra de carbono se ha producido en el A380 con su incorporación en el estabilizador horizontal y en el fuselaje posterior, siendo la primera vez que se utiliza dicho material en la estructura del fuselaje de un avión comercial de gran tamaño (ver Tabla 3.2). [1]

## **4 ACERCAMIENTO TEÓRICO**

### **4.1 MATERIALES COMPUESTOS DE MATRIZ POLIMÉRICA REFORZADOS CON FIBRAS (CFRP)**

#### **4.1.1 Introducción a los materiales compuestos**

Un material compuesto es una combinación de materiales que difieren en composición o forma a escala macroscópica. Los constituyentes mantienen su identidad en el compuesto, es decir, no se disuelven ni funden entre ellos aunque funcionan conjuntamente. Los componentes pueden identificarse físicamente y muestran una interfase definida entre ellos. [3]

La utilización de los materiales compuestos en la fabricación de aeronaves se justifica porque su empleo se traduce en una disminución importante del peso, mejorando de esa forma las prestaciones de los aviones y disminuyendo considerablemente el gasto de combustible. En efecto, la sustitución de los materiales tradicionales (fundamentalmente aleaciones de aluminio) por los materiales compuestos de matriz polimérica favorece el ahorro de energía y de dinero. Se estima que la reducción de 1 kg de peso al sustituir un metal por un “composite” se traduce en un ahorro de combustible de 120 litros por año y se calcula que la reducción de ese mismo peso significa alargar 1 milla náutica la autonomía de un avión comercial. [5]

Los materiales compuestos constan de una fase continua o *matriz* y de una fase discontinua o *refuerzo*, con diferente composición y morfología según la funcionalidad o propiedades que se pretenden conseguir. En la industria aeronáutica muchos de los materiales compuestos utilizados son los reforzados por fibras de carbono y matriz polimérica (CFRP). En estos la matriz es la encargada de proporcionar cohesión entre las fibras, proporcionar protección a las fibras frente al daño mecánico y al medio ambiente, transmitir las cargas aplicadas a las fibras y es también, la que determina la temperatura de servicio del material compuesto y controla la resistencia del “composite” frente al medio ambiente y agentes externos. Las fibras, mientras, son las que proporcionan la resistencia y rigidez al material, es decir, las que dirigen el comportamiento mecánico de los materiales compuestos dependiendo del tipo de fibra utilizada y la orientación. [3]



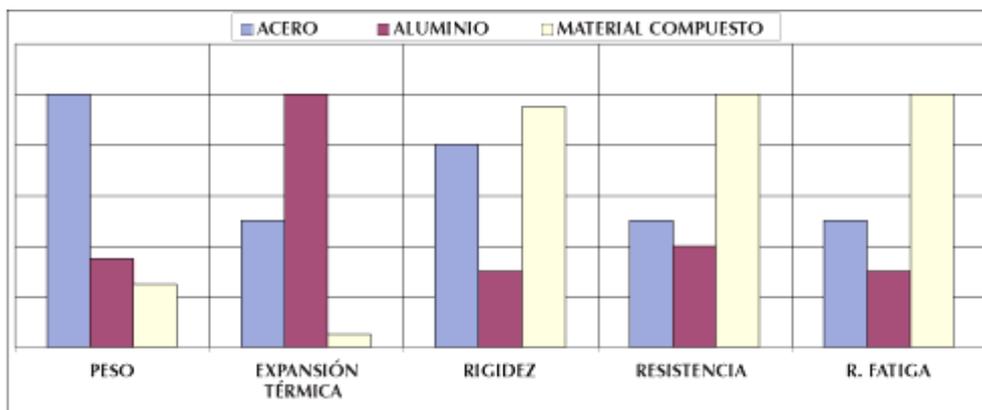
Un ejemplo típico de material compuesto es el hormigón armado. Tanto el acero como el hormigón mantienen sus propiedades individuales en la estructura final, pero al trabajar conjuntamente ambos materiales, el acero soporta las fuerzas de tracción y el hormigón las de compresión.

En resumen, los materiales compuestos presentan las siguientes características:

- Consisten en dos o más materiales distintos, tanto física como mecánicamente.
- Se fabrican mediante una mezcla, de tal manera que se consiga una dispersión controlada y uniforme de los constituyentes.
- Las propiedades de los materiales compuestos son superiores y en algunos casos completamente distintas de las propiedades de sus constituyentes.

Una evidente desventaja que presentan los materiales compuestos es su coste, ya que las características de estos materiales y de sus procesos de fabricación encarecen notablemente el producto. Hay ciertas aplicaciones en las que se requiere una alta rigidez específica ( $E/\rho$ ), una buena estabilidad dimensional, tolerancia a altas temperaturas, resistencia a la corrosión, ligereza o una mayor resistencia a la fatiga que la que presentan los materiales clásicos lo que compensa el alto precio (ver Figura 4.1).

[5]



**Figura 4.1** Comparación de algunas propiedades mecánicas del acero, aluminio y material compuesto.[6]

En la actualidad, los materiales compuestos van ganando protagonismo en diversas áreas más allá de la industria aeronáutica, fundamentalmente por la reducción de peso que supone y por la mejora de sus prestaciones. Los composites hoy en día son

utilizados en sector ferroviario, industria náutica, automoción, construcción, medicina, electricidad y deportes (ciclismo, golf...).

#### 4.1.1.1 Ventajas de los materiales compuestos (CFRP).

- Los materiales compuestos pueden alcanzar unas excelentes relaciones de resistencia-peso (resistencia específica) y rigidez-peso (módulo específico). En la Figura 4.2 y en la Figura 4.3 se muestran los diagramas de resistencia y módulo de Young en función de la densidad para distintos materiales, donde se puede observar la alta resistencia específica y modulo específico de los materiales compuestos.
- Las muestras laminadas y los tejidos de fibras pueden ser confeccionados para darles las propiedades mecánicas deseadas en varias direcciones.
- Es más sencillo conseguir unos perfiles aerodinámicamente suaves para una reducción de carga. Se pueden fabricar partes complejas de doble curvatura con un acabado superficial liso.
- El coste de producción es reducido. Los composites se pueden fabricar mediante un amplio rango de procesos.
- Por lo general, los composites ofrecen una excelente resistencia a la corrosión y una alta resistencia dieléctrica.
- Presentan buen comportamiento frente a la fatiga
- Poseen gran estabilidad dimensional y ahorro en peso

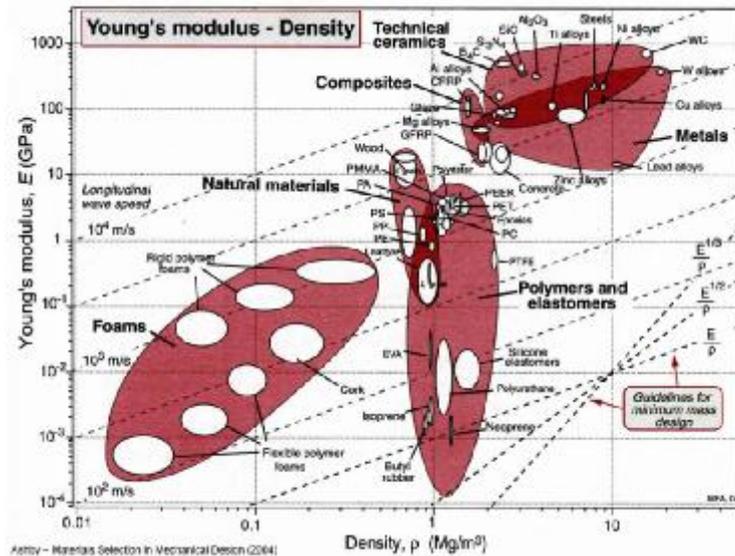


Figura 4.2 Diagrama Ashby Módulo de Young- Densidad

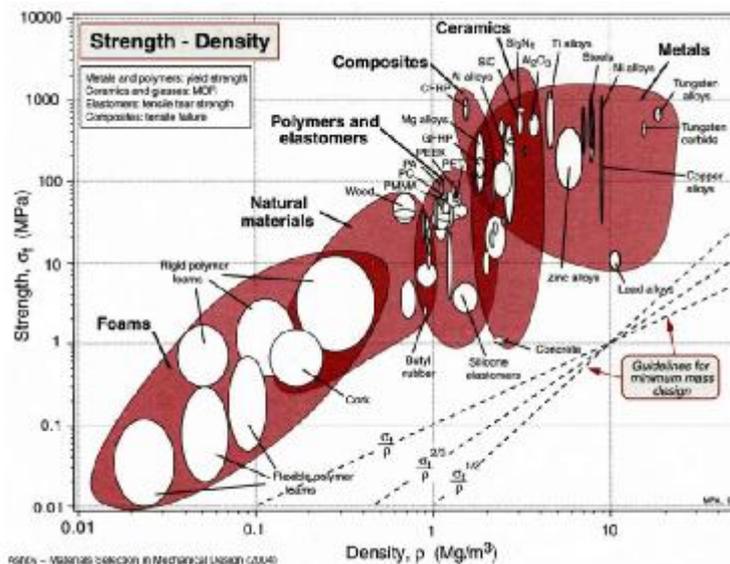


Figura 4.3 Diagrama Ashby Resistencia- Densidad

#### 4.1.1.2 Inconvenientes de los materiales compuestos (CFRP)

- Los materiales compuestos por fibras y matrices orgánicas sólo presentan buenas propiedades mecánicas en la dirección paralela a la fibras, por lo que es necesario diseñar cuidadosamente las piezas para distribuir las fibras en todas las direcciones de la carga
- El coste de los materiales es elevado (ver Figura 4.4)
- Requiere la realización de costosas inversiones en instalaciones y equipos.

- Requiera costosos programas de evaluación, calificación y certificación de estructuras
- Presenta baja resistencia a impacto
- Requiere protecciones adicionales frente al rayo.
- Pueden sufrir la entrada de agua en estructuras sandwich
- Su reciclado es difícil.

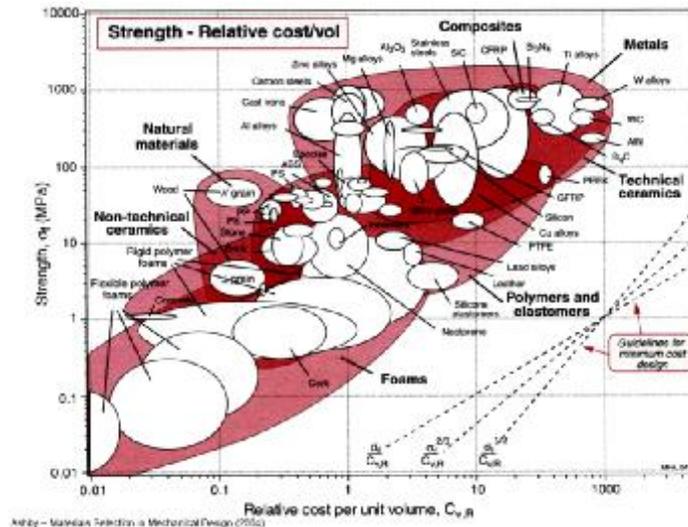
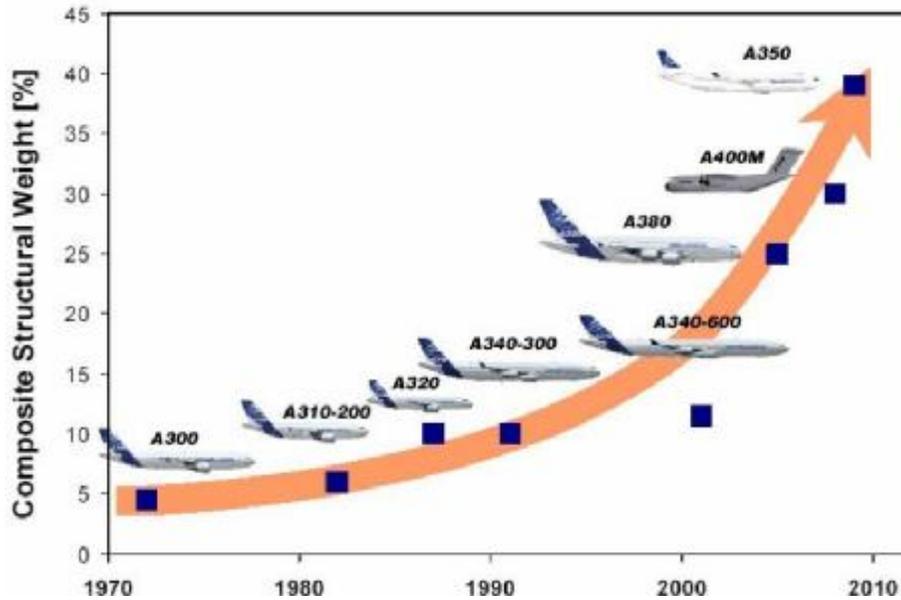


Figura 4.4 Diagrama Ashby Resistencia-Coste relativo/ud volumen

#### 4.1.1.3 Estructuras modernas de la industria aeronáutica basadas en materiales compuestos.

La introducción de la fibra de vidrio en 1940 y su uso posterior con poliéster y resinas epoxi fueron la base de los composites de la industria aeroespacial tal como la conocemos hoy. Los altos rendimientos de las fibras introducidas en los 60, tales como el boro (1966), carbono (1968), aramida (1972) y polietileno de alto rendimiento (1987), han acelerado su uso. Los pronósticos actuales indican que los aviones del futuro estarán fabricados de materiales compuestos en su totalidad (ver Figura 4.5). [5]



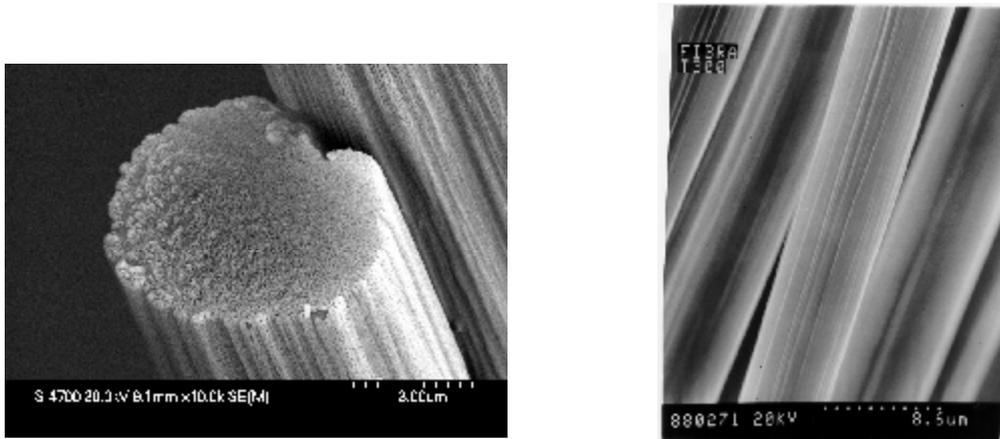
**Figura 4.5** Evolución del uso de materiales compuestos en la familia Airbus [1]

Los materiales compuestos comenzaron a ser usados en la aviación moderna como parte de estructuras terciarias, como por ejemplo carenados y ciertas partes del fuselaje; sin embargo, los composites son usados ahora para estructuras primarias y secundarias, en algunos casos forman la estructura completa de los estabilizadores horizontales y verticales. Los fuselajes de materiales compuestos realizados mediante *Fiber-Placement* o *Fiber-Wound* están siendo incorporados al proceso de fabricación de aviones de gran tamaño.

#### 4.1.2 Fibra de carbono

La fibra de carbono se desarrolló inicialmente para la industria espacial, pero ahora, al bajar de precio, se ha extendido a otros campos: la industria del transporte, aeronáutica, al deporte de alta competición y, últimamente, se puede encontrar fibra de carbono hasta en carteras de bolsillo y relojes. [6]

La fibra de carbono está compuesta por muchos hilos de carbono en forma de hebra. Existen muchas clases de fibra de carbono con propiedades diversas, adaptadas a distintas aplicaciones. En la Figura 4.6 se aprecia la forma cilíndrica alargada de una fibra de carbono.



**Figura 4.6** Ejemplos de micrografía de una fibra de carbono mediante SEM [3]

Su resistencia es de 2 a 8 veces superior a la del acero, y su densidad es 4 veces menor.

Otras propiedades muy apreciables en la fibra de carbono son la resistencia a la corrosión, al fuego, su inercia química y la conductividad eléctrica. Además ante variaciones de temperatura conserva su forma (bajo coeficiente de dilatación térmica).

La mayor parte de la demanda de fibra de carbono se centra en la actualidad en tres sectores, dos tradicionales desde su irrupción en el mercado (aeronáutico y artículos deportivos) y un tercero que podría denominarse de “aplicaciones industriales”, muy amplio, que es el que está marcando la expansión a gran escala en el uso de este tipo de refuerzo. La Figura 4.7 muestra la evolución de la demanda en el consumo de fibra de carbono desde el inicio de la presente década hasta finales de la misma. Como puede

apreciarse, el repunte de las aplicaciones aeronáuticas, junto con la expansión a gran escala en las aplicaciones industriales, están siendo las responsables de un mercado en expansión.

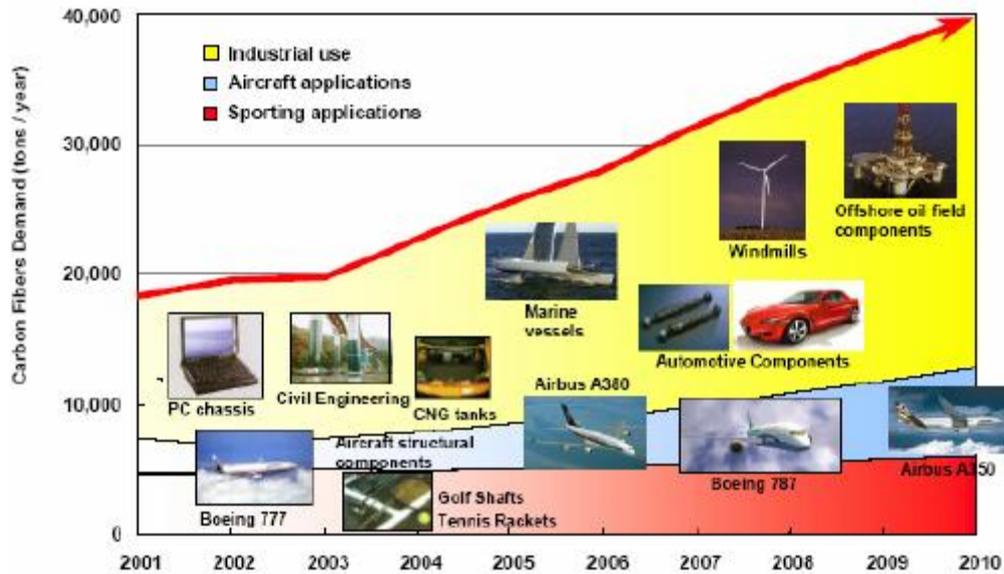


Figura 4.7 Evolución de las aplicaciones de la fibra de carbono durante el período 2001-2010 [5]

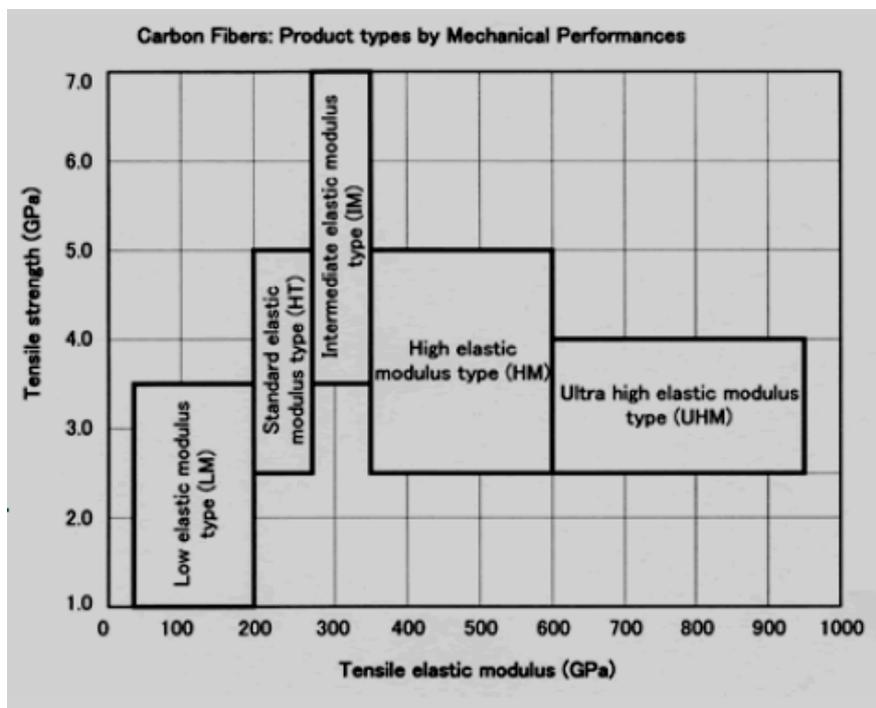
#### 4.1.2.1 Clasificación de las fibras de carbono

Las fibras de carbono pueden clasificarse atendiendo a diferentes criterios como son sus propiedades mecánicas, la naturaleza del precursor empleado, la temperatura del tratamiento térmico final al que se les somete o el tamaño del haz de filamentos o estopa.

- Basándose en sus propiedades mecánicas, las fibras de carbono se clasifican en:
  - Ultra alto módulo elástico o tipo UHM
    - Módulo elástico a tracción > 600 GPa
    - Resistencia a tracción > 2.500 MPa
  - Alto módulo elástico o tipo HM
    - Módulo elástico a tracción > 350 GPa
    - Resistencia a tracción > 2.500 MPa
  - Módulo elástico intermedio o tipo IM
    - Módulo elástico a tracción: 280-350 GPa
    - Resistencia a tracción > 3.500 MPa

- Módulo elástico estándar y alta resistencia
  - Módulo elástico a tracción: 200-280 GPa
  - Resistencia a tracción > 2500 MPa
- Bajo módulo elástico, tipo LM o comerciales
  - Módulo elástico a tracción: 50-200 GPa
  - Resistencia a tracción < 3.500 MPa

En la Figura 4.8 se muestra la relación entre la resistencia a tracción y el módulo elástico para los distintos tipos de fibras de carbono.



**Figura 4.8** Comparativa de los diferentes tipos de fibras clasificados en función de sus propiedades mecánicas [3]

- Según los distintos tipos de precursor, las fibras de carbono se clasifican en:
  - Fibra de carbono base PAN o ex PAN
  - Fibra de carbono base pitch isentrópico o ex pitch isentrópica
  - Fibra de carbono base pitch medofásico o ex\_pitch mesofásica
  - Fibra de carbono base Rayón o ex Rayón
  - Fibra de carbono crecidas en fase vapor o VGCF

- Según la temperatura de tratamiento térmico, las fibras de carbono se clasifican en:
  - *Tipo I o fibra de carbono de alto tratamiento térmico (HTT)*, donde la temperatura final de tratamiento térmico es superior a 2000°C y está asociada a fibras de alto módulo
  - *Tipo II o fibra de carbono de tratamiento térmico intermedio (ITT)*, cuando la temperatura final de tratamiento térmico está alrededor de 1500°C y está asociada a fibras de alta resistencia
  - *Tipo III o fibra de carbono de bajo tratamiento térmico (LTT)*, donde las temperaturas de tratamiento térmico final son inferiores a 1000°C, dando lugar a fibras de bajo módulo y baja resistencia
- Por último, de acuerdo al número de filamentos o tamaño de la estopa (tow), las fibras de carbono se clasifican según se muestra en la Tabla 4.1.

Tipo	Módulo	Símbolo Filamento	Número Filamentos	Módulo elástico medio (GPa)
<b>Convencional tows</b>	Estándar	3K	3000	230
		6K	6000	
		12K	12000	
		24K	24000	
	Intermedio	6K	6000	300
		12K	12000	
		24K	24000	
	Alto	6K	6000	350
		12K	12000	
24K		24000		
<b>Large tows</b>	Estándar	45K	45000	230
		48K	48000	
		80K	80000	

**Tabla 4.1** Clasificación de las fibras de carbono según el número de filamentos

#### 4.1.2.2 Fabricación de la fibra de carbono

El tratamiento más utilizado para la fabricación de la fibra de carbono es la oxidación y carbonización de un precursor, generalmente PAN (poliacrilonitrilo). El proceso es el siguiente: (ver Figura 4.9)

- **Oxidación de PAN**

El precursor es preoxidado y estabilizado bajo tensión, a 200-300°C, durante una hora

- **Carbonización en atmósfera inerte**

El PAN se calienta a 1000-1100°C en atmósfera sin oxígeno durante uno o dos minutos, donde se alinean las cadenas del polímero hasta formar hojas de grafeno que tienen forma de cintas delgadísimas, bidimensionales, y se logra una resistencia a la tracción de 5.650 N/mm<sup>2</sup>

- **Grafitización en atmósfera inerte**

Se calienta PAN a 2500-3000°C se consigue la resistencia máxima de la fibra de carbono: 531 MN/mm<sup>2</sup>

- **Tratamiento superficial**

La nueva fibra es entonces tratada superficialmente (*sizing/oxidizing*) para mejorar la adhesión con la matriz de resina

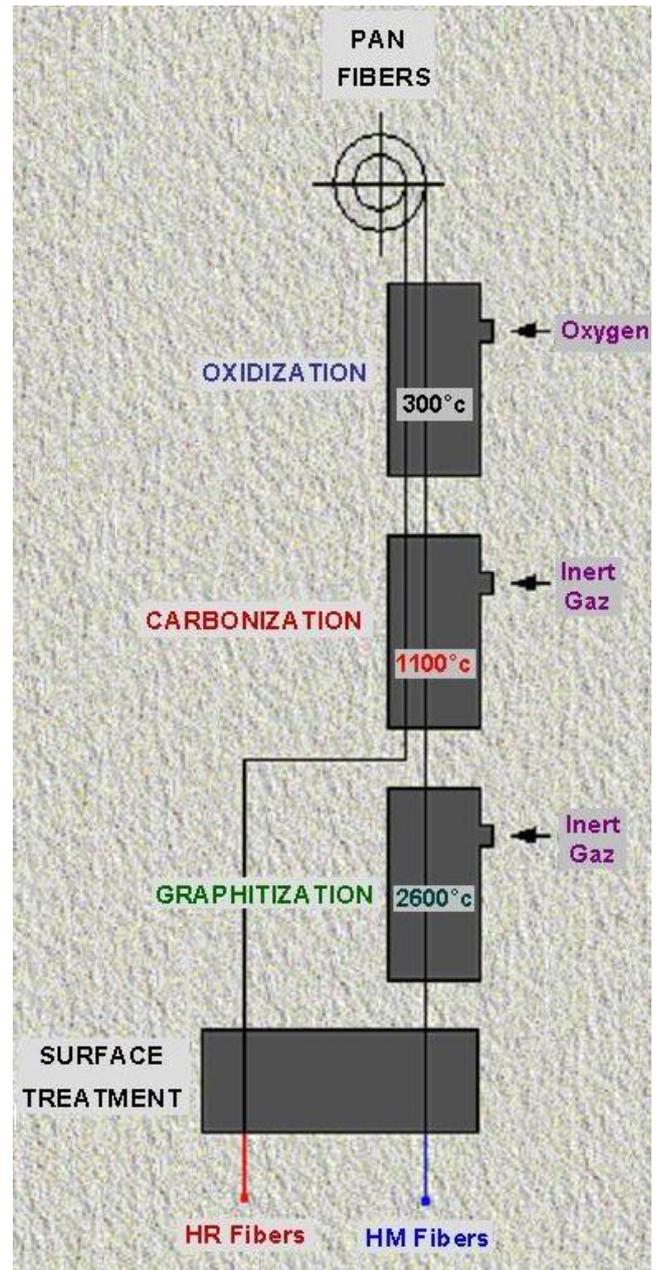


Figura 4.9 Esquema del proceso de fabricación de la fibra de carbono [3]

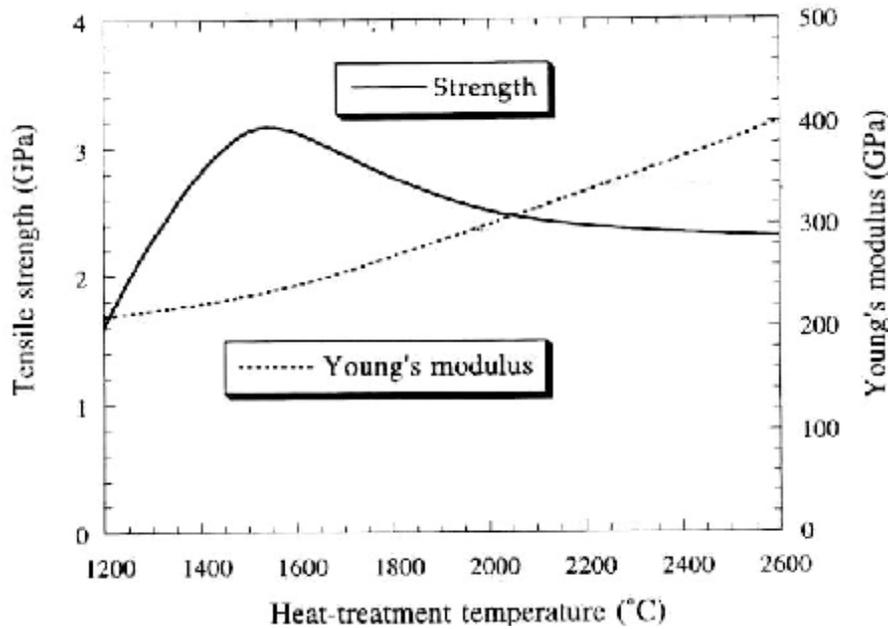


Figura 4.10 Efecto de la  $T^a$  de fabricación en las propiedades mecánicas de la fibra de carbono

En la Figura 4.10 se observa que el módulo crece suavemente a medida que la temperatura de fabricación aumenta, debido a que el factor de cristalinidad aumenta a expensas del estado amorfo del material.

Se aprecia en la figura que la resistencia aumenta de manera considerable hasta alcanzar un máximo a unos 1.600°C, para luego volver a descender y estabilizarse a una temperatura próxima a 2.400°C.

#### 4.1.2.3 Propiedades y características de las fibras según la orientación y disposición de las mismas

Las propiedades de los materiales compuestos (CFRP) están directamente relacionadas con la disposición de las fibras (anisotropía). Así, dependiendo de la pieza a diseñar, se requerirá una determinada orientación de las fibras para optimizar la distribución de los esfuerzos.

Estas fibras se colocan en capas o láminas superpuestas en la dirección del espesor obteniendo estructuras que se llaman laminados. Se debe estudiar a fondo la secuencia de apilamiento y orientación adecuada para cada caso. La secuencia de apilamiento y orientación tiene más importancia incluso que las características físicas de las fibras y la

matriz y es la que rige las propiedades finales al laminado. Usando las mismas fibras y matriz y variando la secuencia de apilado y orientación se pueden obtener multitud de comportamientos radicalmente diferentes en resistencia, rigidez, tolerancia al daño, estabilidad dimensional...

En el cálculo correcto de piezas de materiales compuestos, la geometría y el material, fibras, matriz, secuencia de apilamiento y angulación, deben diseñarse a la vez, interactivamente.

El cálculo es más complejo que para el diseño de materiales clásicos. Se deberá conocer a fondo el comportamiento ortótropo de los materiales compuestos para poder obtener el máximo rendimiento. La disposición de las telas puede darse en las tres dimensiones espaciales.

Los fabricantes de fibras a menudo promocionan sus productos mediante gráficas comparando las buenas propiedades que presentan las fibras frente a los materiales metálicos en cuanto a propiedades de rigidez y dureza. Esta comparación puede ser un poco injusta ya que una fibra no podría trabajar aisladamente bajo cargas de tensión en varias direcciones. En ocasiones, las fibras se combinan entrecruzando fibras con dirección longitudinal ( $0^\circ$ ) y fibras perpendiculares a estas ( $90^\circ$ ), ambas con resina en productos laminados; a este tipo de laminados se les llaman tejidos planos. Hay un número infinito de posibilidades de fabricación de tejidos según las direcciones y el tipo de entrecruzamiento que se elijan, pero habitualmente solo se usan unas pocas (ver Figura 4.11)

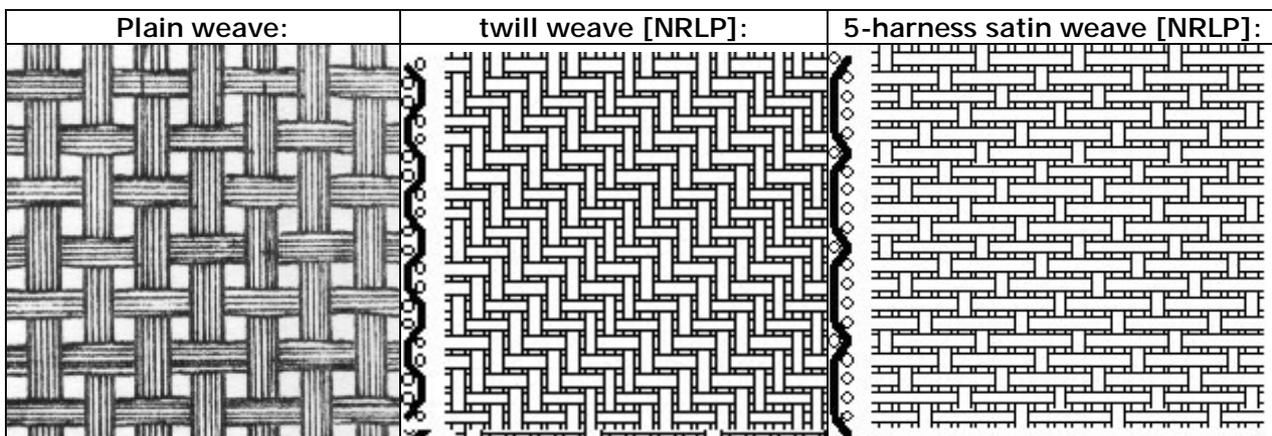


Figura 4.11 Tipos de tejidos

Un hecho, que se debe recordar siempre es que los composites tienen unas altas prestaciones mecánicas en la dirección de las fibras, pero considerablemente bajas en la dirección transversal a estas. En cambio, los metales presentan propiedades mecánicas similares en todas direcciones.

Es importante e interesante, desde un punto de vista de diseño, que un tejido plano de fibra laminado tiene un módulo elástico casi idéntico al que tiene una aleación de aluminio. Esto es realmente cierto cuando hablamos de una fibra de carbono de bajo módulo (*Low-Modulus, LM*); pero si se refiere a fibras de módulo alto o ultra-alto (*High-Modulus, HM* y *Ultrahigh-Modulus, UHM*), los valores del módulo específico que encontramos en las fibras son considerablemente mayores.

Sin embargo, esta ventaja no es tan grande como se podría pensar, ya que para conseguir unas propiedades determinadas en distintas direcciones, para parecerse a los materiales metálicos, se tiene que proceder a la fabricación de productos laminados donde la dureza y la rigidez de este producto multidireccional disminuye con respecto a las propiedades que puede presentar uno unidireccional. Así, está demostrado que la rigidez de un tejido es menos de  $\frac{1}{4}$  del total de la que puede presentar una fibra debido principalmente al proceso de hilado que se realiza en el tejido.



### 4.1.3 Resinas termoestables epoxídicas

Epoxy o poliepoxido es un polímero termoestable que cura (se polimeriza y entrecruza sus enlaces) cuando se mezcla con un agente catalizador o endurecedor. *El grupo epoxi, epoxido u oxirano es un anillo de tres miembros que consiste de un átomo de oxígeno enlazado con dos átomos de carbono* (ver Figura 4.12).

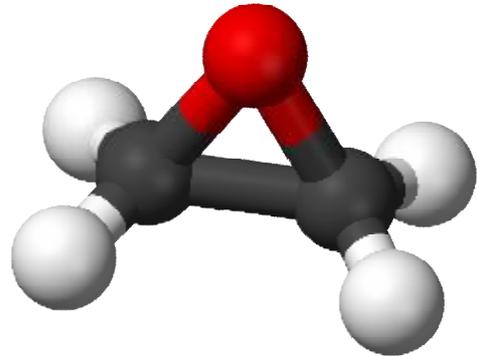


Figura 4.12 Molécula epoxido

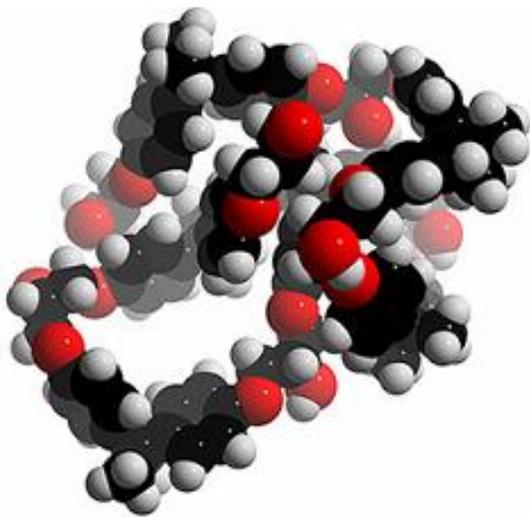


Figura 4.13 Polimerización de una resina epoxi

El término “resina epoxi” se suele referir a una molécula intermedia que contiene al menos dos grupos reactivos epoxi. Tales resinas son catalogadas como termoestables dado que son capaces de crear una red tridimensional a partir de los enlaces que se producen durante el curado. Los anillos pueden ser abiertos mediante sustancias ácidas o básicas que funcionan como catalizadores para la polimerización o como reactivos endurecedores, ver Figura 4.13 y Figura 4.14.

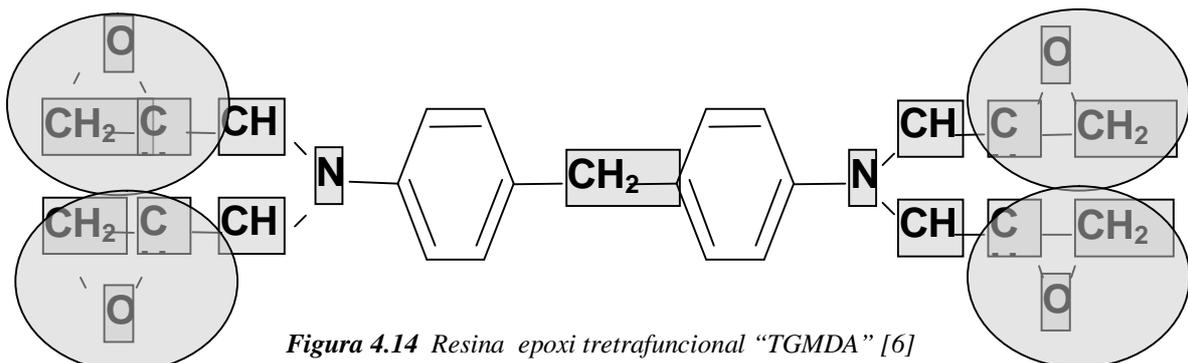


Figura 4.14 Resina epoxi tetrafuncional “TGMDA” [6]

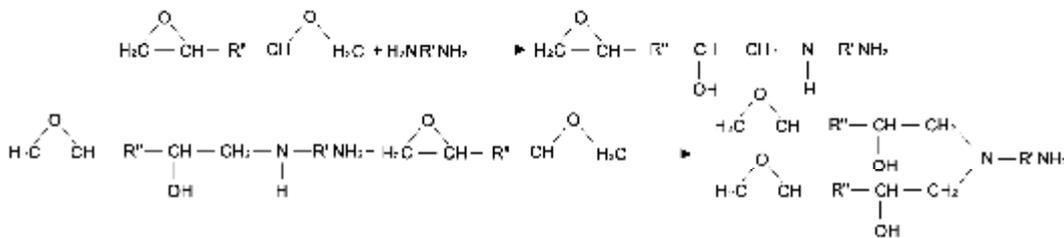
La **polimerización por adición** consiste en la reacción del precursor epoxi con un monómero, denominado agente de curado o entrecruzante, con varios grupos funcionales activos frente al anillo oxirano, como aminas, amidas, fenoles o anhídridos. Las propiedades de estas resinas varían dependiendo de la resina base, agente de curado, de los distintos modificadores que pueden añadirse y de las condiciones de polimerización. Las temperaturas de curado de los sistemas epoxídicos oscilan entre -40 y 200°C en función del agente de curado utilizado. De hecho, uno de los criterios de clasificación más comunes de las resinas epoxídicas es en base a su temperatura de curado:

- *Resinas que curan a temperatura ambiente (<60°C)*. Los agentes de entrecruzamiento utilizados suelen ser aminas alifáticas y poliamidas. Entre las aminas alifáticas más utilizadas se encuentran, dietildiamina (DETA), trietiltetramina (TETA) y tetraetilpentamina (TEPA). Ambos se caracterizan por mostrar bajas velocidades de curado, por lo que suele ser necesario el empleo de catalizadores. Además, las resinas sintetizadas suelen presentar bajos grados de conversión. Debido a su curado incompleto tienen una baja  $T_g$ , un alto riesgo de carbonatación de los grupos amina no reaccionados y una elevada tendencia a absorber de agua. [8]
- *Resinas que curan a temperaturas moderadas (~ 100°C)*. Los agentes de curado utilizados son aminas aromáticas. La reactividad de las aminas crece con su carácter nucleófilo; las aminas alifáticas son menos reactivas que las cicloalifáticas y las más reactivas son las aminas aromáticas. Las aminas aromáticas más utilizadas como agentes de curado de resinas epoxi son 4,4'-diaminodifenilmetano (DDM), 4,4'-diaminodifenilsulfona (DDS) y m-fenildiamina (MDPA). Las resinas obtenidas por este procedimiento poseen alto grado de entrecruzamiento, lo que les confiere una elevada resistencia mecánica y química, alta  $T_g$ , pero también una gran fragilidad. Las resinas epoxi / amina aromática son muy utilizadas como matrices de materiales compuestos. [8]
- *Resinas que curan a alta temperatura (> 200°C)*. En este caso se utilizan aminas aromáticas y anhídridos como agentes de curado y se suelen añadir aditivos y



catalizadores específicos. Suelen ser formulaciones extremadamente caras. Se obtienen resinas epoxídicas de altas prestaciones, debido a su elevada resistencia química y térmica. [8, 9]

El mecanismo de la reacción de polimerización de un monómero epoxi por adición de un entrecruzante amina se muestra en la Figura 4.15. El proceso ocurre mediante varias reacciones en cadena. Primero, un anillo oxirano reacciona con la amina primaria formándose un grupo hidroxilo y una amina secundaria. Ésta, a su vez, puede reaccionar con otro grupo epoxi para dar lugar a una amina terciaria y otro grupo hidroxilo. Por tanto, a medida que avanza la reacción, aumenta el número de grupos hidroxilo en la matriz epoxídica. Éstos, además, provocan un efecto autocatalítico, mediante su interacción con otros grupos epoxi forman un complejo trimolecular, que debilita el enlace oxirano y facilita el ataque nucleófilo por parte de las aminas. [8]



**Figura 4.15** Mecanismo de reacción epoxi/amina

Las aplicaciones de la resina epoxi en materiales son extensas, como recubrimientos, adhesivos y materiales compuestos, sobre todo los que usan refuerzos de fibra de carbono y fibra de vidrio. La química de los epoxis, y el abanico disponible de aplicaciones comerciales, permite curar los polímeros y conseguir un amplio rango de propiedades, pero incluso las propiedades pueden ser modificadas.

#### Ventajas de las resinas termoestables

- Las resinas termoestables curan a temperaturas más bajas que las termoplásticas.
- Las resinas que se comercializan en dos partes pueden curar a temperatura ambiente y se puede disminuir el tiempo de curado aumentando la temperatura a más de 80°C.
- Se pueden mecanizar a temperaturas más bajas que los termoplásticos.

- En general, poseen una buena resistencia química, pero hay que revisar la resistencia cuando un producto químico entra en contacto con ellas.

#### Desventajas de las resinas termoestables

- Requieren un proceso lento: almacenaje en ambiente refrigerado-calentamiento a temperatura ambiente- curado.
- Su dureza y resistencia son relativamente bajas.
- Pueden ser peligrosas para la salud.

#### 4.1.4 Adhesivos epoxi

Debido a su resistencia, versatilidad y excelente adhesión a distintas superficies, los adhesivos de resina epoxi han conseguido una amplia aceptación para muy diversos usos. Los epoxis son usados para la adherencia de metales, vidrio, cerámicos, plásticos, madera, hormigón y otras superficies. La popularidad de los adhesivos epoxi es consecuencia de las siguientes características:

- a) *Adhesión*. A causa de los epóxidos, hidroxilos, aminas y otros grupos polares, los epoxis tienen una alta adhesión específica para metales, vidrio y cerámicos. Se pueden conseguir mezclas de baja viscosidad, mejorando así la humectación, el untado y la acción penetrante. La variedad de los grupos funcionales también proporciona buena afinidad entre metales y plásticos. Por ejemplo, los epoxis se usan para la adhesión de cobre y laminados fenólicos en circuitos integrados.
- b) *Cohesión*. Cuando la resina está apropiadamente curada, la resistencia cohesiva en la línea de pegado es tan grande que el fallo bajo tensión ocurre en uno de los sustratos adheridos antes que en el epoxi o en la intercara. Esto ocurre en vidrio y aluminio como también en sustratos débiles tales como el hormigón y la madera.

- c) *100% sólidos*. Al contrario que los fenólicos y algunas resinas adhesivas, los epoxis curan sin necesidad de liberar agua u otros productos condensados. Esto hace posible pegar los epoxis solamente con una adecuada presión de contacto o, a veces, incluso sin necesidad de presión. Como no hay necesidad de eliminar agua y no hay disolventes no volátiles, los epoxis son convenientes en uniones de materiales de superficies no porosas tales como metales y vidrio.
  
- d) *Baja contracción*. Los epoxis curan con una baja fracción de contracción respecto de los adhesivos de tipo vinil tales como los poliésteres y acrílicos; por lo tanto se produce una menor tensión en la línea de pegado y la adhesión es más fuerte. Tampoco los epoxis se despegan de las fibras de vidrio, hecho que sí ocurre con los poliésteres. La contracción puede reducirse a un 1% mediante la incorporación de sílice, aluminio y otro tipo de rellenos inorgánicos.
  
- e) *Bajo índice de pelado*. Los epoxis curados, como otras resinas termoestables, mantienen su forma bajo una tensión prolongada mejor que los termoplásticos, tales como el polivinil acetato, nitrocelulosa y polivinil butirol.
  
- f) *Resistencia a la humedad y a los disolventes*. Al contrario que las proteínas, almidones, cauchos y alcoholes polivinilos, los epoxis son inmunes a la humedad. Su resistencia a los disolventes es excepcional y se tiene en cuenta para su aplicación en el campo de revestimientos metálicos.
  
- g) *Pueden ser modificados*. Las propiedades de los adhesivos epoxis pueden ser modificadas mediante:
  - a. La selección de la resina base y el agente de curado
  - b. Aleaciones de los epoxis con otras resinas
  - c. Combinación con otro tipo de rellenos.
  - d. Pueden curar a temperatura ambiente. Los adhesivos pueden curar a temperaturas inferiores mediante una selección apropiada de agentes de curado.

- h) *Resistencia a un amplio margen de temperaturas.* Los epoxis se pueden formular tanto para uso en aplicaciones criogénicas como para servicio en condiciones ambientales con altas temperaturas.

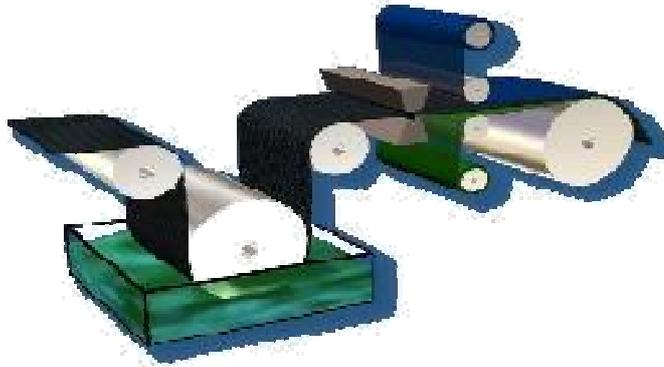
Los principales inconvenientes de los adhesivos epoxis son:

1. *Toxicidad.* Se sabe que algunos epoxis y diluyentes pueden provocar dermatitis. Algunas aminas que actúan como agentes de curado son tóxicas. Un correcto almacenamiento es la mejor medida preventiva. Los epoxis curados no son peligrosos para la salud.
2. *Almacenamiento a baja temperatura y tiempo de vida limitado.* La mayoría de los adhesivos de dos componentes deben ser mezclados antes de usarse y una vez mezclados su tiempo de vida es limitado. Algunas películas y cintas adhesivas deben ser almacenadas a bajas temperaturas para que no se deterioren y no pierdan sus propiedades y su fiabilidad.
3. *Coste moderado.* Los epoxis no son baratos, sin embargo, su coste dentro del coste total de un producto en una aplicación industrial, es despreciable.

## 4.2 **MÉTODOS DE FABRICACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS**

### 4.2.1 **Materiales semielaborados. Pre-pregs.**

Las fibras se pueden obtener como fibras secas o como preimpregnados (conocidos comúnmente como prepregs). La fabricación con preimpregnados es la forma más común de presentación de los materiales compuestos utilizados en la industria aeronáutica. A pesar de que para su almacenamiento son necesarias temperaturas muy bajas ( $-18^{\circ}\text{C}$ ) y los ciclos de procesado son a alta temperatura y presión, es la forma más sencilla de fabricación de materiales compuestos. [6]



*Figura 4.16* Baño de fibra en la disolución de resina [3]

Los métodos más comunes para fabricar materiales preimpregnados son la impregnación con una mezcla resina/disolvente y el Hot melt.

En el *método del disolvente*, el refuerzo (tejido) se impregna en resina, al pasar por un baño donde se encuentra la resina en disolución, en unas condiciones de temperatura determinadas (ver Figura 4.16). Las fibras secas recogen la mezcla resina/disolvente que se lleva a la relación correcta por una serie de rodillos. La cinta impregnada pasa posteriormente a la cámara de secado caliente donde se retira el disolvente. El prepeg se cura ligeramente y se bobina sobre un cilindro. El material se protege entre un papel liberador y una película plástica para que no se adhiera a sí mismo. Posteriormente, se introduce en una bolsa para almacenaje a baja temperatura (ver Figura 4.17).

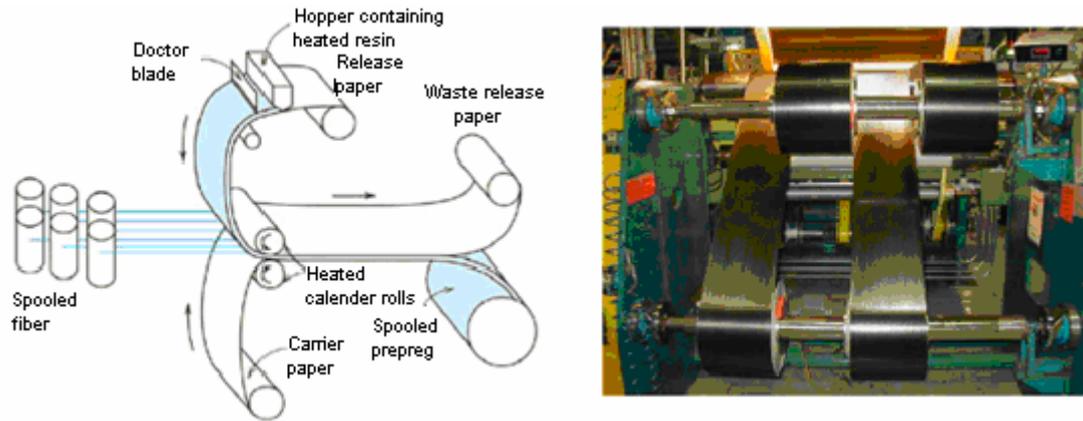


Figura 4.17 Fabricación de tejido preimpregnado [3]

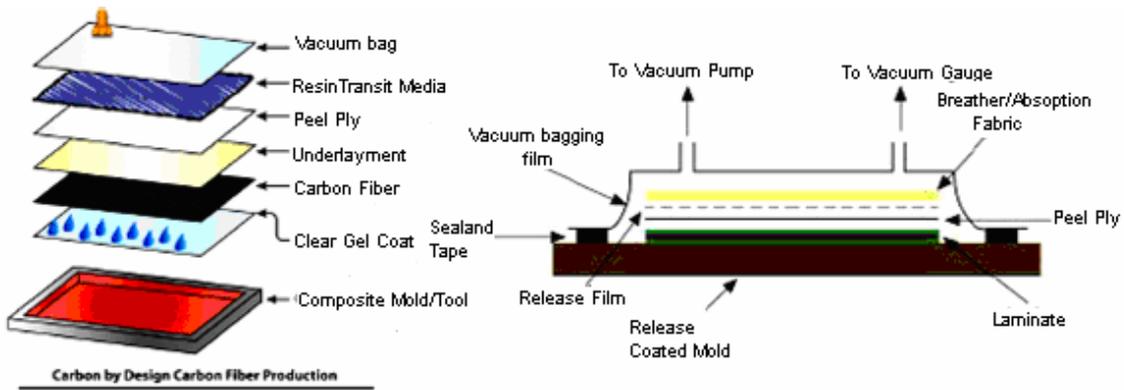
#### 4.2.2 Fabricación de piezas.

La elección de la matriz afecta profundamente a las propiedades del producto acabado. Para la fabricación más sencilla de un composite lo normal es usar como matriz una resina y un molde. Se adhieren al molde delgadas hojas de fibra de carbono y se alinean las fibras del tejido en la dirección más conveniente, porque las fibras, como ya se ha indicado, son anisotrópicas. Se impregna la tela de fibra de carbono con resina y sobre la resina se coloca otra tela de fibra de carbono formando el denominado prepreg.

Una vez obtenido el material, los métodos más comunes de fabricación de piezas son:

- MOLDEO POR BOLSA DE VACÍO [10]

En el procedimiento de moldeo por bolsa de vacío, las piezas se obtienen con un molde individual macho hembra. El dispositivo que hace que la pieza tome la forma del molde es una membrana flexible. Cuando se elimina el aire que existe entre la membrana y el molde se crea una presión uniforme de origen atmosférico sobre la superficie externa de la membrana que hace que ésta y la pieza de plástico encerrada se adapten al molde rígido. El vacío mantiene la pieza en la posición adecuada durante el curado de la resina, el cual se realiza a temperatura ambiente o con aplicación de calor. Las presiones creadas por el vacío normalmente son suficientes para eliminar los poros internos, obtener una buena densificación y un buen control dimensional (ver Figura 4.18)

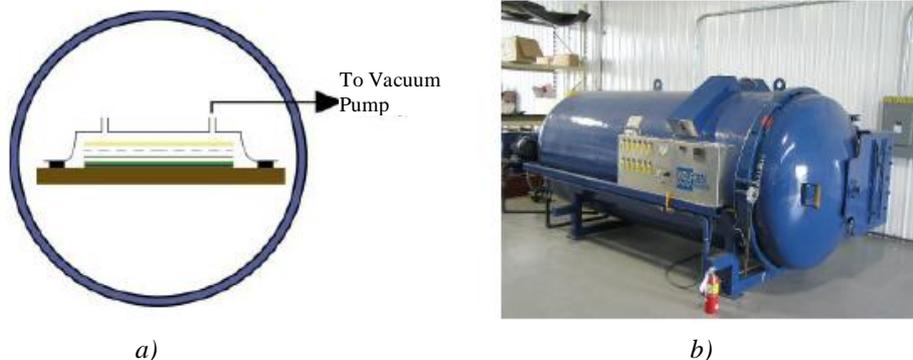


**Figura 4.18** Disposición de los diferentes materiales empleados para la construcción de un sistema de moldeo por bolsa de vacío. Configuración de la bolsa de vacío [10].

- CURADO EN AUTOCLAVE [10]

En algunos casos se necesitan presiones elevadas para obtener una compresión y un curado adecuado en piezas complejas. Un autoclave es una cámara, normalmente cilíndrica, construida adecuadamente para soportar presiones elevadas y que lleva acoplado un sistema de calentamiento para elevar la temperatura hasta los valores que requiere el curado y el postcurado. La presión interna se consigue utilizando un gas o un vapor, por ejemplo aire caliente, nitrógeno o vapor de agua (ver Figura 4.19)

Las piezas obtenidas por este procedimiento poseen menos poros internos, dando lugar a una menor penetración de la humedad y a mejores propiedades mecánicas. El resultado final es una pieza de calidad superior a la producida a través de un curado sin presión. Por lo tanto, este método es el más empleado para fabricar piezas aerospaciales de gran complejidad y elevado rendimiento.



**Figura 4.19** a) Esquema del curado de un laminado de carbono en el interior de un autoclave.[3]  
b) Autoclave empleado en curado de laminados de carbono.[3]

- ENROLLAMIENTO DE FILAMENTOS [10]

En el proceso de enrollamiento o bobinado de filamentos básico, una cinta continua de fibras impregnadas de resina se enrolla sobre un mandril para formar la pieza. Se añaden capas sucesivas en ángulos iguales o diferentes de enrollamiento hasta que se alcanza el espesor requerido. Tanto el mandril como el cabezal de aplicación de la cinta pueden rotar, aunque lo más normal es que lo haga sólo el primero. El enrollamiento de filamentos normalmente no suele utilizar material preimpregnado, sino que incorpora la impregnación de las mechas de fibra como parte del proceso. Por ello se denomina enrollamiento de filamentos húmedo o *wet winding* (ver Figura 4.20)

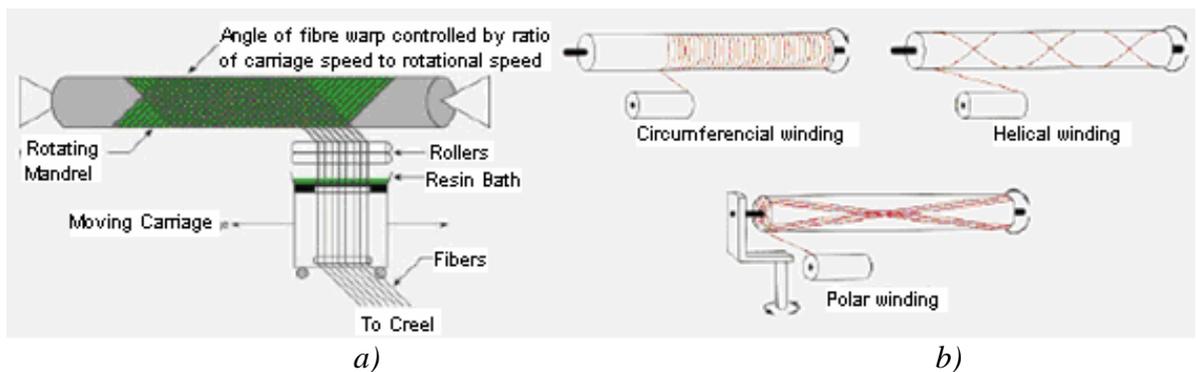


Figura 4.20 a) Esquema del proceso de enrollamiento de filamentos. b) diferentes modos de bobinado [3]

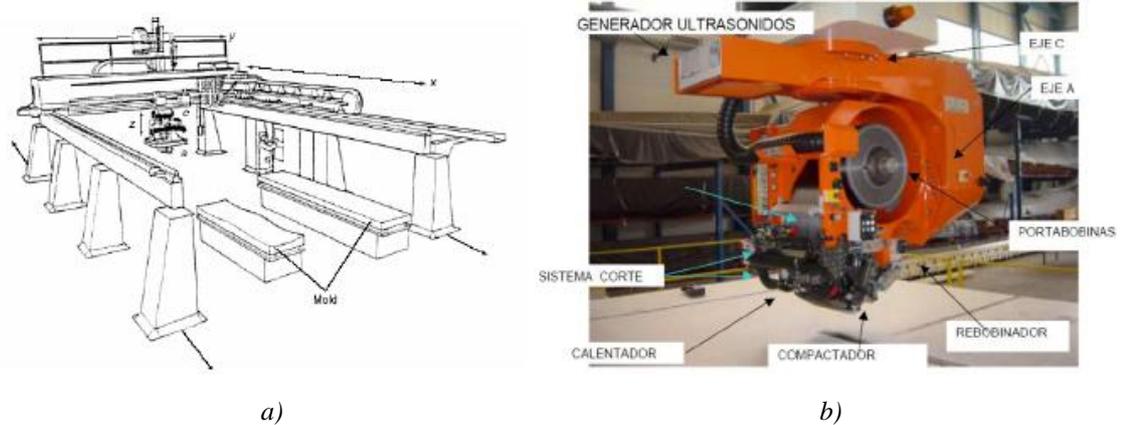
- ENCINTADO AUTOMÁTICO (ATL) [6]

El proceso de encintado automático o *Automatic Tape Laying (ATL)*, emplea máquinas de control numérico, capaces de poner cintas unidireccionales (cinta de fibra de carbono unidireccional preimpregnada en epoxi que se suministra sobre papel forro y con anchuras típicas de 75, 150 y 300 mm), con precisión tanto de posición como de orientación; tanto sobre superficies planas como superficies ligeramente curvas (superficies desarrollables) (ver Figura 4.21 y Figura 4.22)

El cabezal porta el rollo de cinta, hace los cortes necesarios y separa el soporte plástico de la cinta a la vez que la aplica con fuerte presión sobre el molde.

Influyen en la velocidad de laminado la anchura de la cinta, las orientaciones, la curvatura de la superficie del molde, el número de refuerzos locales o de pequeño tamaño, etc.

Es muy importante el control de separaciones y solapes entre las diferentes cintas.



**Figura 4.21** a) Esquema de una máquina de encintado automático, b) cabezal de encintado automático

Las curvaturas o cambios de pendiente en el molde, pueden provocar cambios de dirección en la cinta. Las máquinas más recientes incorporan un nuevo eje de control para poder dirigir la cinta en la dirección deseada y minimizar separaciones y solapes (“*steering*”).

Una aplicación típica de este proceso consiste en la fabricación de laminados de varias capas de la cinta superpuestas con diferentes ángulos de orientación del refuerzo. Cada lámina consiste en la superposición de varias cintas a un ángulo dado. La superposición de láminas con diferente orientación de refuerzo permite obtener un laminado. En el caso de laminados planos (paneles), una vez acabado el proceso se retira la base y se transfieren a un cortador de control numérico. Las piezas cortadas se apilan y se conforman en caliente para formar partes estructurales, tales como largueros, costillas, canales en C, etc.

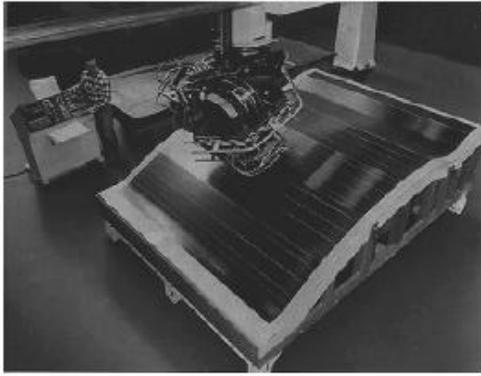


Figura 4.22 Máquinas de encintado automático

- CONFORMADO EN CALIENTE

Se utiliza para fabricar perfiles de diversas formas a partir de laminados realizados sobre superficies planas (ver Figura 4.23)

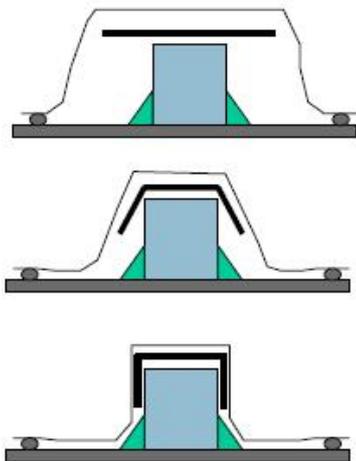


Figura 4.23 Conformado en caliente de perfiles [3]

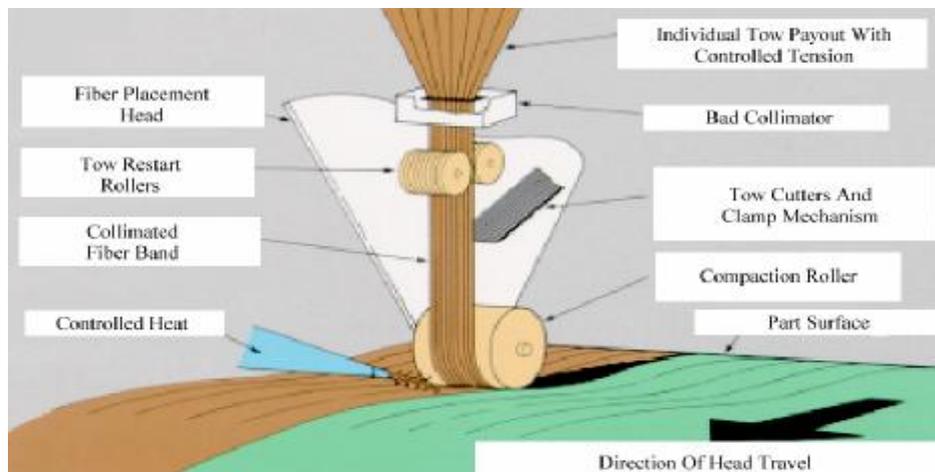
- POSICIONADO DE FIBRAS (AFP) [6]

La tecnología de posicionado de fibras o *advanced fiber placement (AFP)* permite la automatización de la laminación de materiales compuestos. Es una tecnología que reúne las ventajas del bobinado de filamentos y del encintado automático, resolviendo las limitaciones que tienen ambos métodos. Así es posible laminar automáticamente tanto en superficies cóncavas como convexas, cerradas o abiertas. Ello es debido a que el material se deposita sin tensión sobre la superficie

del útil, siendo posible el corte y la realimentación del mismo de una forma automática (ver Figura 4.24 y Figura 4.25)

Tienen varios grados de libertad adicionales a las máquinas de encintado automático. En lugar de una cinta única son capaces de controlar independientemente un gran número de cintas de pequeña anchura (3 a 6 mm). La cinta se deposita sobre un mandril con giro controlado por la propia máquina.

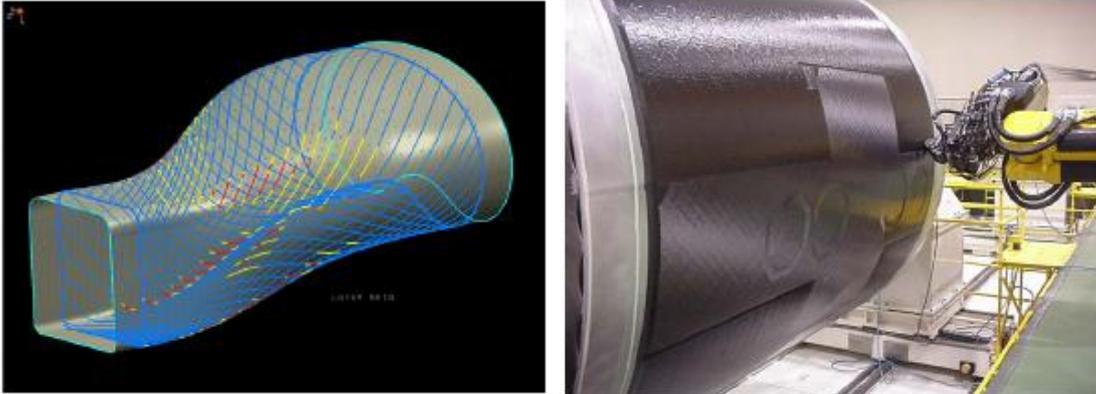
Con la configuración especial del rodillo compactador pueden depositar cintas sobre superficies complejas y de doble curvatura.



**Figura 4.24** Proceso de colocación de telas mediante Fiber-Placement [3]

El material utilizado son mechas de fibra de carbono preimpregnadas con resina epoxi, de entre 3 y 6 mm de anchura y 0,127 mm de espesor. Éstas se depositan por la máquina de posicionamiento automático (FPM) que tienen capacidades de posicionar desde 12 a 32 mechas en una misma pasada. Las mechas se alimentan mediante un cabezal de la FPM que puede girar 360° y que dispone de un sistema de compactación y calentamiento. El cabezal está acoplado a una máquina con movimientos robotizados en ángulos variables que permiten disponer la fibra sobre un mandril rotativo con orientaciones de 0°, +45°, -45° y 90°. Con este sistema se puede fabricar estructuras de material compuesto con buenas propiedades en todas direcciones.

Las anchuras máximas en cada pasada son del orden de 200 mm. El rendimiento en cantidad de material por hora es inferior a las máquinas de encintado automático.



a)

b)

**Figura 4.25** a) *Fiber Placement Interface*[3] b) *máquina de Fiber Placement*[3]

Otra de las ventajas del proceso es que puede combinarse con técnicas de curado por haz de electrones (*electron beam cure*) que se acoplan al cabezal de la FPM, de forma que la pieza se irradia con el haz de alta energía dentro de una cámara protectora hasta producir su curado total. Esto convierte a la técnica en un proceso de fabricación fuera de autoclave, lo cual es especialmente interesante para piezas de gran tamaño.

- INTEGRACIÓN DE ESTRUCTURAS

Cada uno de los procesos descritos anteriormente es capaz de producir piezas relativamente simples, que deben integrarse lo más posible para reducir el coste de los procesos posteriores de montaje.

En el proceso de co-curado, varias piezas simples, aún sin polimerizar, se ensamblan con ayuda de un conjunto de útiles que, junto con la bolsa de vacío forman un verdadero molde. Este conjunto se introduce en el autoclave, donde se produce la polimerización de la resina.

Mediante procesos de pegado, varias piezas simples ya curadas, se posicionan y pegan utilizando adhesivos que también curan a alta temperatura y presión; a este proceso se le conoce como encolado secundario

Se llama co-encolado o co-pegado al proceso en el que se unen con adhesivo varias piezas simples, alguna de las cuales están previamente curadas con otras que aún no lo están. En este proceso se produce simultáneamente la polimerización de la resina y del adhesivo.

Para estructuras complejas y muy optimizadas en peso, puede decirse que un mayor nivel de integración requiere un utillaje más complejo y, por tanto, más costoso. La calidad de la integración y las características mecánicas obtenidas, dependen de la precisión del utillaje empleado.

La optimización en coste puede conseguirse con estructuras más simplificadas, cuya integración pueda hacerse con utillaje más flexible.

- PREFORMAS

Se llama preforma al conjunto de fibras secas que tienen una forma final próxima a la pieza a fabricar y que se van a utilizar en los procesos que se describirán a continuación (ver Figura 4.26). Pueden prepararse por métodos manuales o automatizados.

Una de sus ventajas es que permiten darle un cierto carácter tridimensional (*stitching*, *pinning*) a la disposición de las fibras, o incluso totalmente tridimensional.

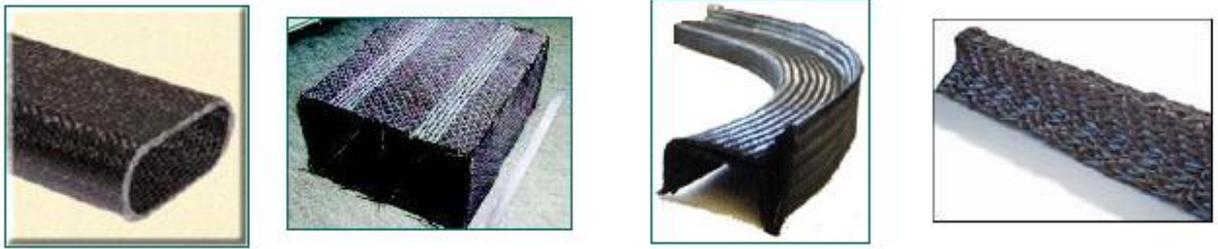


Figura 4.26 Preformas 3D de fibra de carbono

En los procesos automatizados para producir preformas, se utilizan tecnologías textiles, combinadas o no, con procesos manuales. El trenzado (*braiding*) asistido con robots, permite producir formas complejas de una manera automatizada.

- TRANSFERENCIA DE RESINA, INFUSIÓN E INYECCIÓN. [10]

Son procesos en que los apilados de fibra de carbono se hacen con fibra seca, procediendo en un segundo paso a la impregnación de la resina.

En el moldeo por transferencia de resinas (RTM), también conocido como moldeo por inyección de resinas (RIM), un molde cerrado se carga con una preforma de material reforzado a la que se inyecta la resina. El molde con la preforma se somete a menudo a vacío para extraer el aire atrapado en el refuerzo y acelerar el proceso de inyección. El material reforzado se moja por la presión de la inyección.

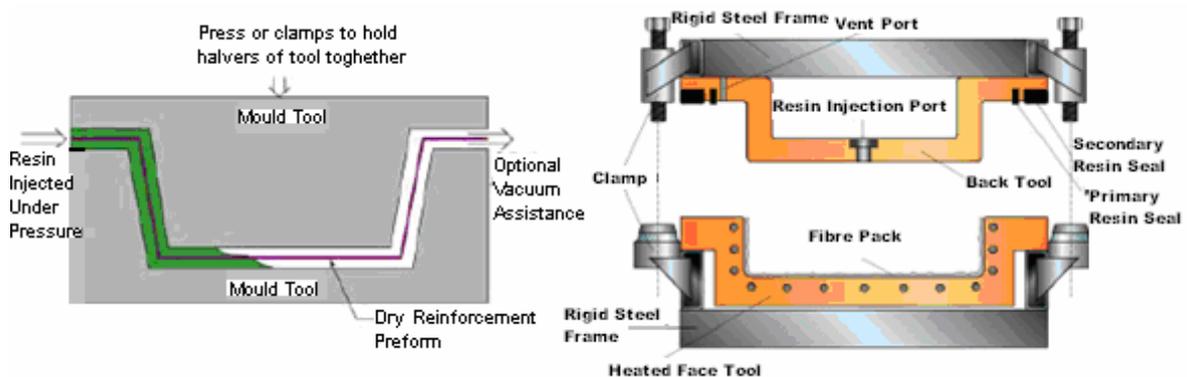
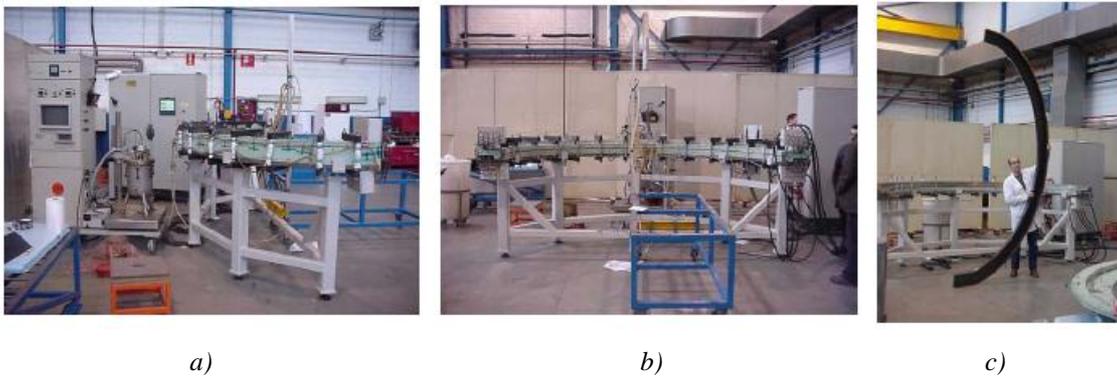


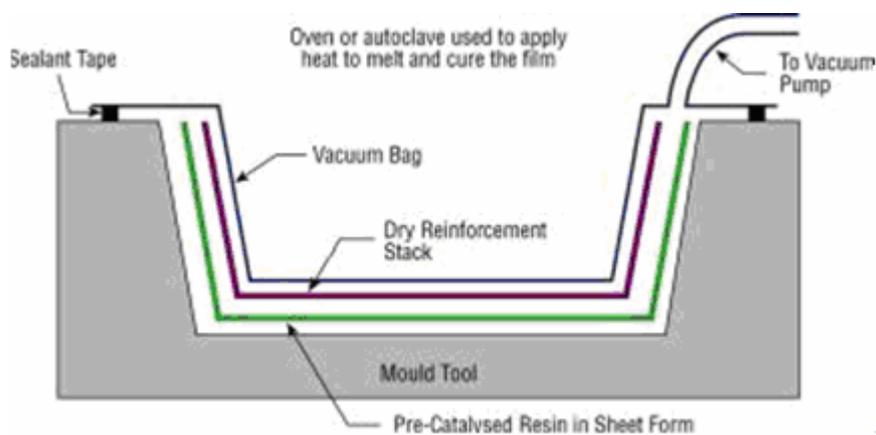
Figura 4.27 Esquema del proceso de RTM [10]

El proceso de RTM (ver Figura 4.27 y Figura 4.28) puede emplear la mayoría de los refuerzos estándar, pero la fibra de vidrio, de carbono y de aramida son las más comunes. De la misma manera, la mayoría de las resinas termoestables empleadas en la industria de los materiales compuestos se pueden usar en RTM, pero su viscosidad debe ser lo suficientemente baja para que las fibras se mojen fácilmente ( $<1000\text{mPas}^{-1}$ ). Las resinas también deben tener un tiempo de reacción relativamente lento (2 horas), de manera que el mojado pueda favorecerse antes de que la resina alcance el estado gel. El poliéster y epoxi son las resinas más comunes.



**Figura 4.28** a) sistema de control de RTM, b) útil listo para inyectar, c) pieza

En el proceso de infusión (*Resin Film Infusion, RFI*); la resina en forma de film se pone en el molde al mismo tiempo que la fibra seca. Al aplicar calor y presión la resina difunde por la fibra seca, hasta impregnarla completamente. Este proceso puede realizarse en autoclave, o simplemente con calor y vacío (ver Figura 4.29)



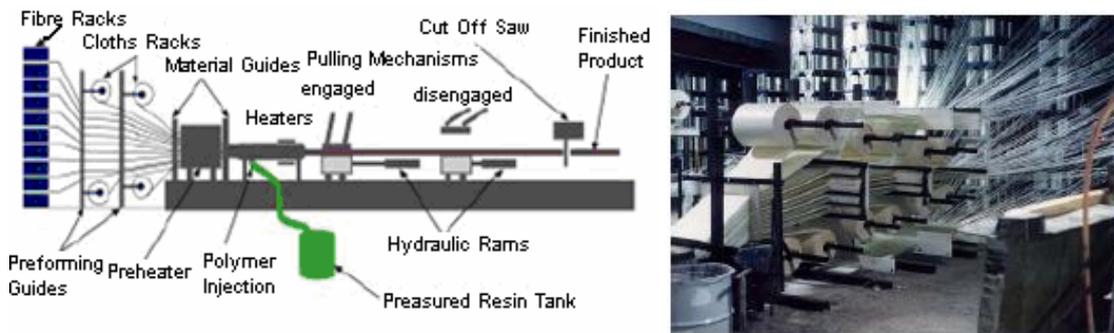
**Figura 4.29** Esquema de proceso RFI [10]

Los procesos de inyección pueden utilizarse tanto en moldes cerrados como abiertos y con bolsa de vacío. Las resinas utilizadas en estos procesos requieren un nivel bajo de viscosidad para asegurar la penetración e impregnación de las fibras. Esto impide el uso de aditivos empleados habitualmente para mejorar determinadas propiedades mecánicas.

- PULTRUSIÓN [6]

En la pultrusión, las fibras de refuerzo continuas se impregnan con resinas y posteriormente se perfilan por estirado a través de una matriz, procediendo finalmente a su curado. Este proceso es análogo a la extrusión del aluminio o termoplásticos con la excepción obvia de que en la pultrusión se incorpora fibras a resinas termoestables.

Permite producir perfiles de manera continua. Para ello se alimenta una serie de cintas, tejidos o filamentos para completar la sección requerida. El conjunto se hace pasar por una boquilla con la forma final deseada con una parte final en que se aplica calor para completar la polimerización (ver Figura 4.30)



**Figura 4.30** Proceso de fabricación mediante pultrusión [10,3]

- IMPREGNACIÓN DE TELAS EN HÚMEDO (WLU)

Es un método típico de fabricación de composites de fibra de carbono con resina y es el modo más común de realizar las reparaciones.

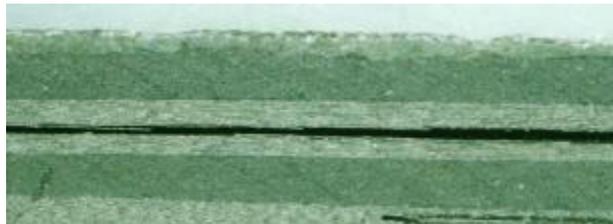
Consiste en colocar tejido seco de fibra de carbono en varias direcciones según las características y forma del sistema a fabricar. Posteriormente se impregnan las capas de tejido seco con resina o con adhesivo pasta y se finaliza el proceso curando la pieza a temperatura ambiente o alta temperatura mediante equipo térmico. La compactación de las telas se realiza mediante el método de moldeo por vacío explicado anteriormente o mediante el curado en autoclave, si los requerimientos funcionales lo exigen.

### 4.3 DEFECTOLOGÍA TÍPICA EN LOS CFRP

- **Delaminación**

Separación entre dos telas contiguas (ver Figura 4.31).

Puede ser simple, múltiple y a distintas profundidades.



*Figura 4.31 Delaminación entre capas [3]*

- **Inclusión**

Presencia de cualquier material auxiliar no especificado en la lista de piezas, que aparece como parte de la pieza.

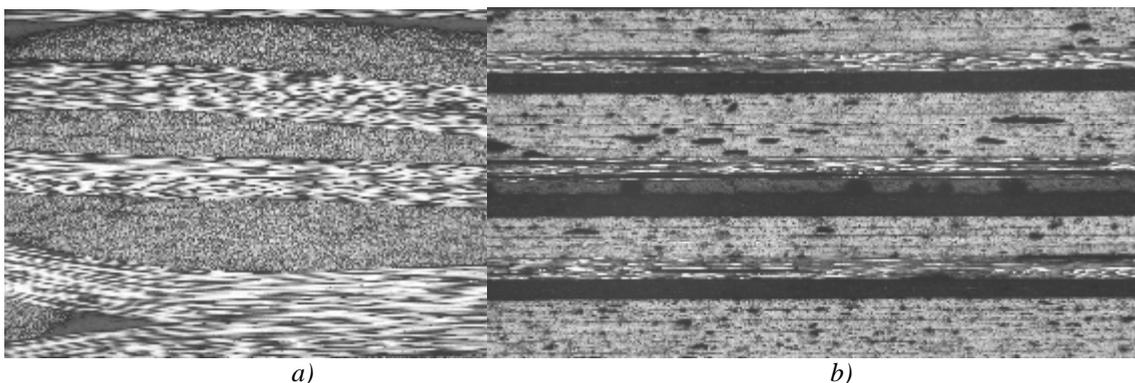
- **Porosidad**

Acumulación de huecos en el interior del material (ver Figura 4.32). Puede ser:

–Porosidad uniformemente distribuida.

–Porosidad en capa.

–Porosidad en varias capas.



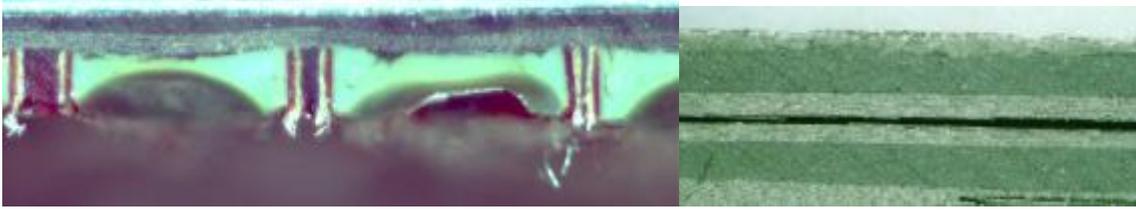
*Figura 4.32 a) laminado sin porosidad. b) laminado con porosidad uniforme*

- **Huecos planos**

Discontinuidades aisladas con geometría de caras planas.

- **Desencolado**

Falta de continuidad en uniones realizadas mediante adhesivo (ver Figura 4.33).



*Figura 4.33 Falta de unión entre adhesivo y superficie [3]*

- **Porosidad en línea de adhesivo**

Existencia de huecos en la zona del adhesivo.

#### 4.3.1 Ensayos no destructivos

Se denominan ensayos no destructivos a aquellos que tienen como finalidad definir la calidad intrínseca de un componente sin dañarlo, de modo que pueda ser utilizado posteriormente en las funciones para las que fue diseñado. Estos métodos se sirven de equipos y materiales específicos y deben ser llevados a cabo por personal debidamente cualificado [3].

Inicialmente, los ensayos no destructivos comenzaron a aplicarse en aquellos sectores en que la seguridad era un factor primordial, siendo estos básicamente el sector energético (industria nuclear) y el sector aeronáutico. Posteriormente, estos ensayos fueron introduciéndose en otros sectores, ya no para garantizar la seguridad, sino para reducir los costes derivados de la “no calidad”.

Limitándose al sector aeronáutico, y dentro de éste a la producción de componentes de material compuesto, la realización de ensayos no destructivos es ineludible. Como ya se ha dicho, hay que garantizar la seguridad, asegurando que todo componente fabricado cumple con la calidad especificada. Una posible solución consistiría en realizar controles estadísticos de la producción, de modo que los ensayos se realizan sólo sobre ciertos componentes. De esta forma, la realización de ensayos no destructivos podría ser

no necesaria, pues se podrían realizar ensayos destructivos sobre estos componentes aislados.

Este modo es, sin embargo, sólo utilizable cuando los métodos de fabricación son muy conocidos y fiables, no siendo este el caso de los procesos de fabricación de materiales compuestos. En este caso habrá que realizar el control de calidad sobre toda la producción, de modo que ya no es posible emplear ensayos destructivos para ello, pues de este modo se dañarían los componentes, impidiendo su posterior utilización.

Las ventajas de la utilización de ensayos no destructivos son:

- Asegurar la calidad del producto
- Aplicabilidad en todas las fases de vida del componente
- Proporcionar beneficios económicos

Debido a las características propias de los componentes fabricados en material compuesto, los métodos de ensayos no destructivos aplicados son:

- 1) Ultrasonidos
- 2) Radiología
- 3) Tap-Coin
- 4) Impedancia mecánica
- 5) Termografía
- 6) Inspección visual
- 7) Inspecciones ópticas

Habiéndose ordenado todos ellos en orden decreciente de importancia [3].

La elección de uno u otro método depende de:

- Escenario de la aplicación.
- Material del componente
- Defectología a detectar.
- Requerimientos de inspección.
- Tamaño y configuración geométrica del elemento a inspeccionar.



- Recursos disponibles.
- Coste de la inspección.

#### 4.3.1.1 Métodos ultrasónicos

El método de inspección ultrasónica es, sin duda, el más extendido en la aplicación materiales compuestos y será el método empleado, en el desarrollo del proyecto, para la inspección no destructiva de los paneles de los que se obtendrán las probetas que posteriormente se ensayarán.

Este método de inspección no destructiva esta basado en introducir ondas acústicas, de frecuencia superior a 20 kHz (ultrasonidos), en el componente a inspeccionar. Estas ondas se propagan a través del material y sufren los fenómenos propios de reflexión, refracción, atenuación, difracción, etc. La presencia de heterogeneidades se pone de manifiesto a través de las alteraciones que se producen en la propagación de dichas ondas con respecto a lo esperado en un material homogéneo. Dicho material homogéneo constituye las probetas patrón de ultrasonidos, necesarias para comprobar y garantizar que el método y la técnica empleada, así como los parámetros seleccionados son los más adecuados para cumplir con los requerimientos de detectabilidad. Las probetas patrón deben ser representativas de los elementos a inspeccionar en cuanto al material, la configuración geométrica, los espesores (cubriendo todos los rangos de los elementos a inspeccionar), el proceso de fabricación y el acabado superficial.

Dentro de las inspecciones por ultrasonidos podemos distinguir diversos métodos en función de los modos de inspección:

- Ø Pulso eco: En la mayoría de los sistemas pulso-eco, un único transductor actúa de forma alterna como emisor y receptor. Se emite una señal ultrasónica a través de la pieza a ensayar para evaluar su estado en función de las reflexiones que se produzcan en su interior. Si el componente no presenta defectos, la señal se propaga sin interrupciones hasta la cara opuesta, en la cual se refleja. La señal reflejada constituye el denominado eco de fondo, y esta señal aparece a una distancia proporcional al espesor del componente. Si existe un defecto que actúa como reflector intermedio, parte de la señal se reflejará y parte lo atravesará en

función de las características de este, de modo que aparecerá un eco intermedio indicando la presencia de un defecto (ver Figura 4.34). Mediante esta técnica se determina la profundidad de los defectos en función de la posición en que aparecen los ecos intermedios así como el tipo de defectos con la información tanto del eco de fondo como de los ecos intermedios. Se usa fundamentalmente para la detección de delaminaciones en laminados de poco espesor. Sin embargo, tiene la desventaja de que si un defecto se encuentra muy próximo a cualquiera de las caras exteriores de la pieza o laminado, puede ser enmascarado por éstas. [6]

Ø Transmisión: Se emite una onda ultrasónica que atraviesa el componente ensayado hasta que en la cara opuesta la recibe otro transductor (ver Figura 4.34). De este modo, cuando aparece un defecto, este puede ser caracterizado basándose en la atenuación de la señal recibida. Al pasar la onda únicamente una vez a través del material su atenuación es menor, por lo que es el sistema es idóneo para la inspección de materiales o piezas tales que por sus características (porosidad) o geometría (grandes espesores) tengan altos niveles de atenuación. Esta técnica permite la detección de los defectos, pero no determina qué tipo de defecto es ni a qué profundidad se encuentra. Para ello es necesaria una posterior inspección en dirección perpendicular a la primera a lo largo de la línea en la que se ha detectado inicialmente el defecto. [6]

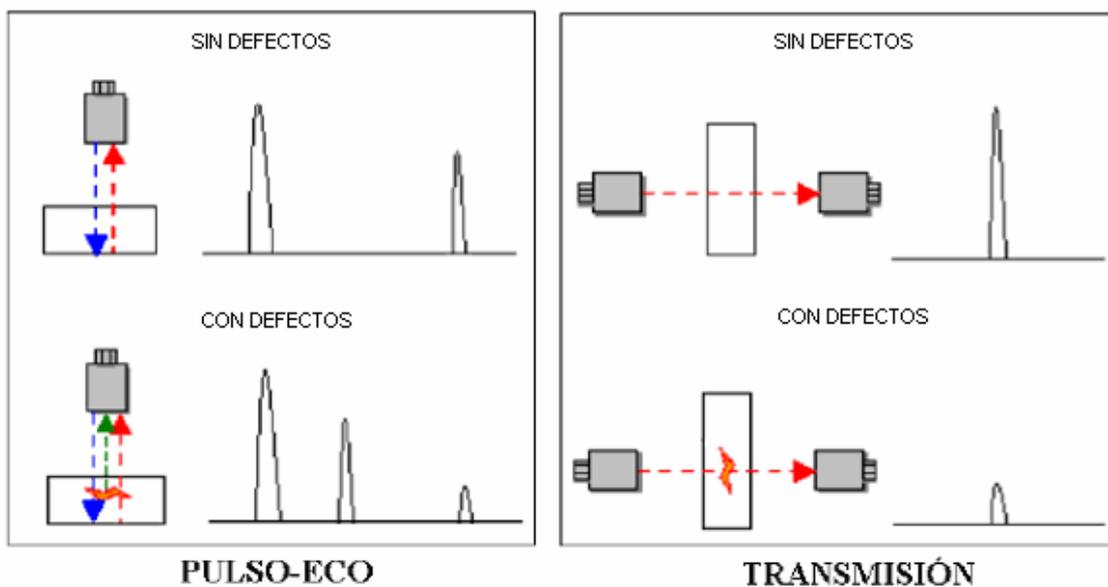
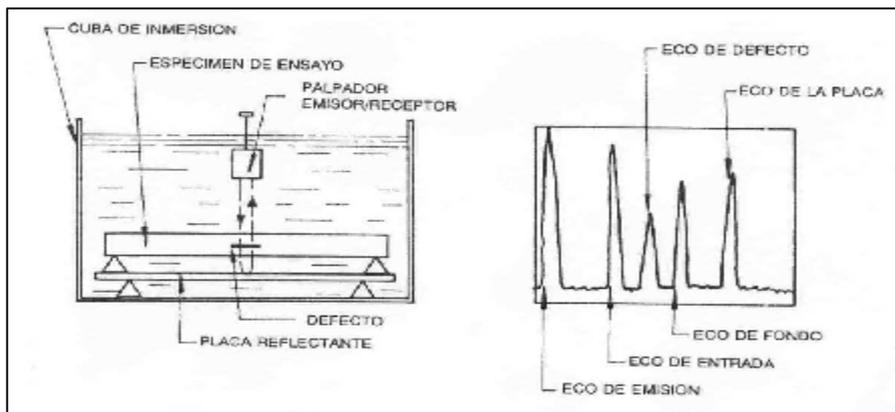


Figura 4.34 Esquema de ensayo por pulso eco y otro por transmisión [3]

Ø Placa reflectante o doble transmisión: Este es el modo de inspección que se ha empleado para la inspección de los paneles y es considerado una combinación de los dos métodos anteriormente descritos.

En este caso, al igual que en el pulso-eco, se dispone de un solo aparato que funciona a la vez de emisor y de receptor. Sin embargo, al igual que en la transmisión, la información recibida viene codificada en forma de atenuación y no de amplitud del eco. Esto se consigue sustituyendo el sensor receptor por una placa plana (comúnmente de vidrio) en la que se refleja la señal, la cual vuelve a atravesar la pieza y es recibida por el elemento que la ha emitido (ver Figura 4.35). De esta manera se pueden inspeccionar piezas delgadas (inadecuadas para ser analizadas por pulso-eco, ya que es difícil distinguir el eco de la superficie del eco de fondo) valiéndose de un solo elemento piezoeléctrico.



**Figura 4.35** Esquema de ensayo por placa reflectante. [3]

Ya se utilice uno u otro modo de inspección existen diversos métodos de representación de las ondas ultrasónicas:

- A-SCAN: Se representa la amplitud de la señal ultrasónica y su desplazamiento en función del tiempo en el tubo de rayos catódicos. La amplitud da una idea de las características del defecto, y su desplazamiento la profundidad a la que se encuentra. Esta representación de los datos sólo ofrece información sobre el estado de la pieza en el punto sobre el cual se sitúa el palpador. [6]

- B-SCAN: Se representa la posición y el tipo de los defectos en una sección transversal. Este tipo de registro sólo suele usarse en piezas plano-paralelas. [6]
- C-SCAN: esta fue precisamente la técnica de representación utilizada para los paneles estudiados en este Proyecto Fin de Carrera y en ella las discontinuidades del material se proyectan en un plano perpendicular al de emisión del haz, por lo que se detecta la posición en dos dimensiones de los defectos y no se registra su profundidad. La interpretación por medio de C-SCAN es más apropiada para la determinación de calidad global que para la detección de defectos específicos. [6]

En la Figura 4.36 se muestra un esquema de las 3 técnicas de representación anteriormente descritas.

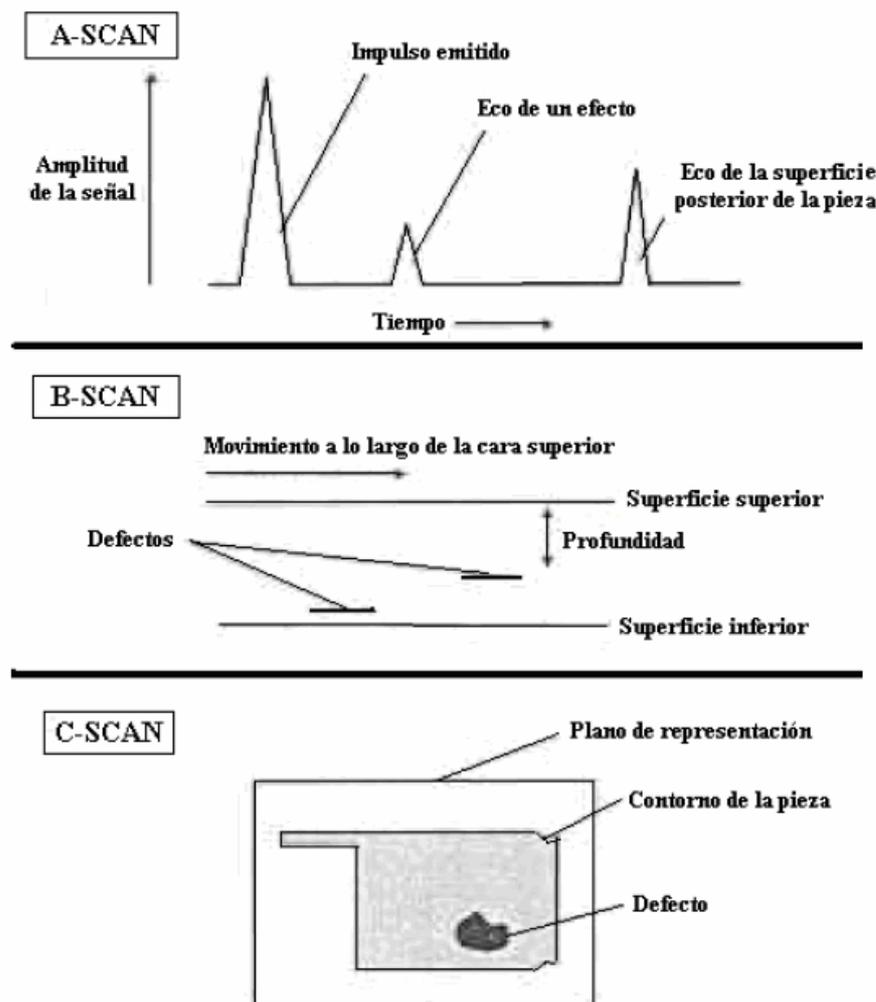


Figura 4.36 Principales técnicas de representación de ensayos por ultrasonidos [6]

## 4.4 ENSAYO $G_{IC}$

### 4.4.1 Descripción

El objeto de este ensayo es obtener la tenacidad a la fractura, es decir la resistencia a la propagación de grietas, de laminados de fibra de carbono/resina epoxi, sobre probetas en doble voladizo (“double cantilever beam”) [11].

La tenacidad a la fractura es una propiedad muy importante en los materiales compuestos utilizados en la industria aeronáutica, especialmente en las uniones encoladas tan ampliamente utilizadas en este sector. En los materiales compuestos la tenacidad a la fractura o la resistencia de los laminados o uniones encoladas a la propagación de grietas se denota como  $G_C$  y se mide en  $J/m^2$ .

Según sea la dirección de aplicación de las cargas en función de la dirección de propagación de la grieta se habla de Modo I, II y III (ver Figura 4.37):

- Modo I ( $G_{IC}$ ) la dirección de aplicación de las cargas de apertura es perpendicular al plano de propagación de la grieta. [12]
- Modo II ( $G_{IIC}$ ) la dirección de aplicación de las cargas son paralelas al sentido de crecimiento de la grieta y ambas con sentido opuesto entre sí. [12]
- Modo III ( $G_{IIIC}$ ) o modo mixto la dirección de las cargas de apertura son perpendiculares al sentido de avance de la grieta y perpendiculares también a la dirección de las cargas aplicadas en los dos modos anteriores. [12]

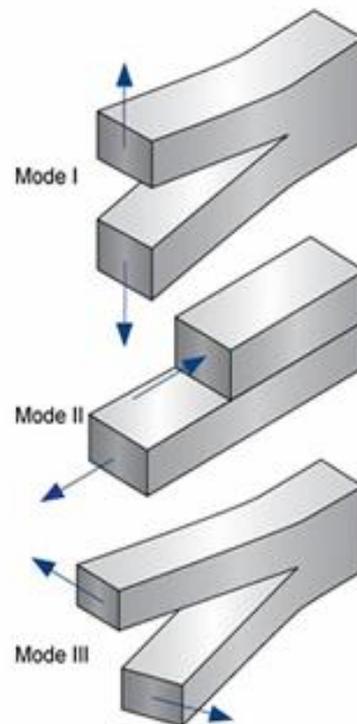


Figura 4.37 Modos de propagación de grietas [12].

Este proyecto se centra en el estudio del modo I de propagación de grietas, es decir, en el ensayo de  $G_{IC}$  ya sea para laminados de fibra de carbono/resina epoxi unidireccionales o tejidos unidos directamente sin emplear ningún tipo de adhesivo o unidos mediante algún adhesivo. En ambos casos la geometría de la probeta así como las máquinas utilizadas en los ensayos, serán las mismas y se detallaran más adelante.

#### **4.4.2 Normativas**

Para los ensayos de  $G_{IC}$  Airbus utiliza dos especificaciones internas. Ambas especificaciones son muy semejantes y su principal diferencia es la configuración de las probetas de ensayo que será descrita en el apartado 4.4.2.3 dedicado a las probetas de ensayo, por lo que, salvo que se especifique, se estará haciendo referencia a ambas especificaciones.

##### **4.4.2.1 Principios del método.**

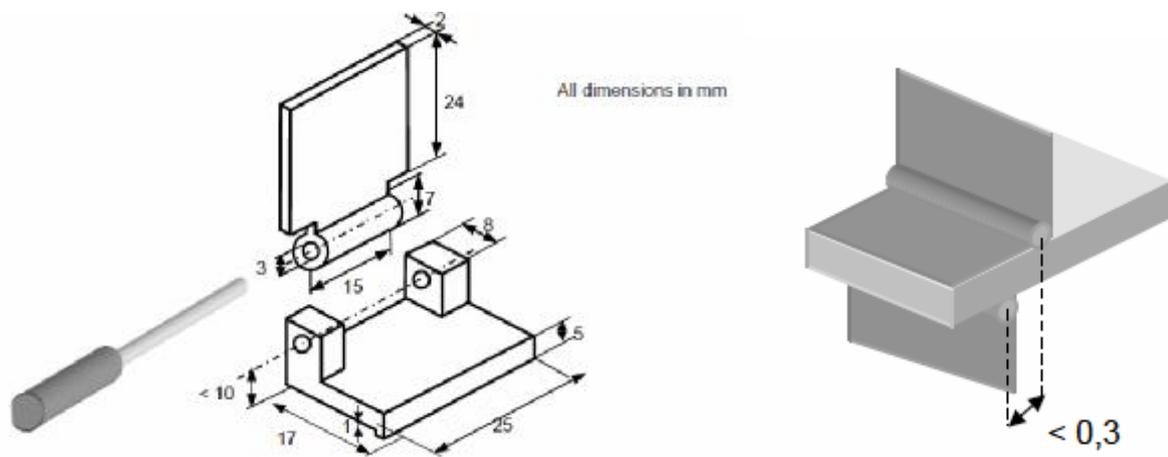
Las probetas preagrietadas son cargadas continuamente mediante esfuerzos de tracción hasta lograr una propagación de la grieta de una longitud de 100 mm. Durante la propagación de la grieta tanto las cargas como el desplazamiento de la cabeza del actuador son continuamente registrados por la máquina de ensayos utilizada. [13, 14]

##### **4.4.2.2 Instrumentación necesaria [13, 14]**

- La máquina de ensayos será una máquina de tracción calibrada según la norma ISO 7500-1, la cual permite grabar la carga y los desplazamientos medidos durante el ensayo. Además esta máquina tiene que estar provista de unas mordazas capaces de amarrar convenientemente los útiles que unen la probeta a la máquina. Todos los componentes del tren de carga deben estar alineados según la ASTM E1012. La máquina de ensayos, incluyendo todos los elementos de carga, no debe tener ninguna inestabilidad crítica dentro de su gama de carga a tracción.
- Para los ensayos a temperatura sería necesaria una cámara compatible con la máquina que permita realizar dichos ensayos a las temperaturas especificadas. La temperatura de cámara será controlable a  $\pm 3$  °C.



- Termopar, con una precisión de  $1^\circ \text{C}$ , con registrador para la determinación de la temperatura de ensayo cuando estos son realizados a una temperatura diferente de la ambiental.
- Sellador de bolsa vacío (o similar) para aislar el termopar del ambiente de la cámara durante ensayos a temperaturas diferentes de la ambiental.
- Micrómetro y calibre con una precisión de  $\pm 0,01 \text{ mm}$  y de  $\pm 0,05 \text{ mm}$ . respectivamente.
- Lupa de amplificación de 15 a 25 aumentos.
- Película separadora (por ejemplo teflón, PTFE) de entre 0,02 y 0,03 mm. de espesor.
- Bisagras metálicas, cuyas dimensiones y posicionamiento sobre la probeta puede observarse con detalle en la Figura 4.38.



*Figura 4.38 Dimensiones y alineación de las bisagras [14]*

- Refuerzos a los laminados: placas de aluminio que pueden ser unidas a ambos lados de la probeta para aumentar la rigidez de las dos semiprobetas que se encuentran a ambos lados del plano de propagación de la grieta.

- Placas de Aluminio 2024 T3. Dimensiones: 250 mm x 25 mm x 0,8 mm.

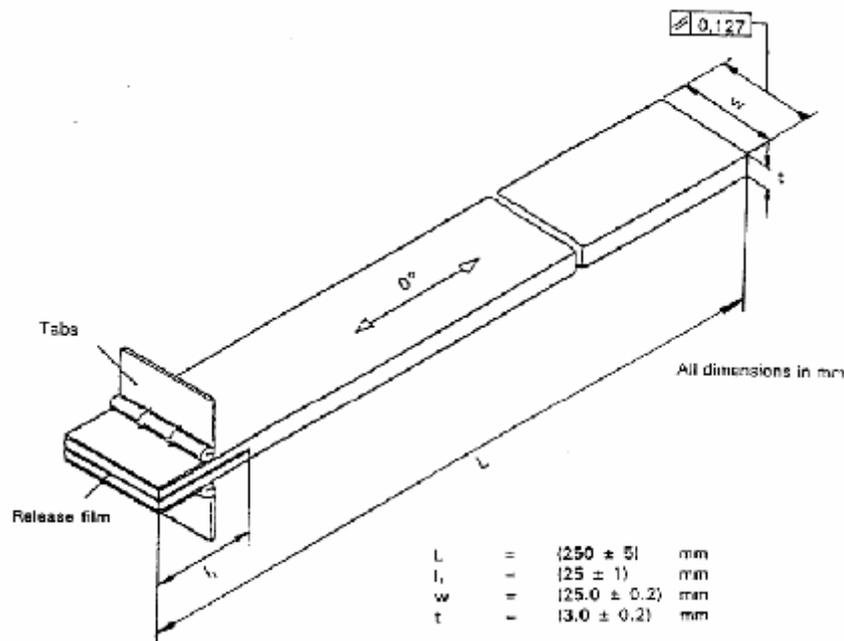
- Pegamento de contacto para fijar las bisagras y las placas de aluminio en caso de ser necesarias (p.ej. Loctite 496).

#### 4.4.2.3 Probetas de ensayo.

Los paneles de donde se cortaran las probetas de ensayo serán fabricados de acuerdo con la EN 2565 para laminados de fibra de carbono y serán diferentes según se trate de la de probetas de delaminación o de probetas encoladas

- PROBETAS DE DELAMINACIÓN [13]

Las dimensiones de las probetas serán las que se pueden observar en la Figura 4.39. La dirección de las fibras para las cintas será de  $0^\circ$  según la longitud de la probeta y de  $0^\circ/90^\circ$  en los tejidos.



**Figura 4.39** Dimensiones de las probetas de delaminación según la AITM 1.0005 [13]

Durante el proceso de curado la temperatura, la presión y el tiempo, así como cualquier otra información detallada o especificada en el plan de ensayos, serán tenidos en cuenta para así obtener las probetas especificadas para el ensayo.

Para introducir la grieta inicial, se deberá introducir en medio de los laminados una doble capa separadora con las dimensiones mostradas en la Figura 4.39.

En los ensayos con tejidos, los resultados podrían estar influenciados por la situación de la grieta entre las láminas. Esto será fijado claramente antes de comenzar la fabricación de las probetas, así como la superficie interlaminar que será ensayada y cómo se fabricaran las probetas.

Se ensayaran seis probetas por grupo (o el número que este especificado en el plan del ensayo).

Ambas caras laterales en la dirección longitudinal de las probetas serán pintadas con tinta blanca para facilitar la observación de la propagación de la grieta y la medida durante la prueba.

Las bisagras deben ser pegadas a la probeta tal y como se muestra en la Figura 4.38 y en la Figura 4.39, para lo cual se empleará un pegamento de contacto. Durante el proceso de pegado (preparación superficial, temperatura de curado) no deben verse afectadas las propiedades del material que será ensayado.

- **PROBETAS ENCOLADAS [14]**

Los paneles de ensayo estarán integrados por dos laminados planos pegados por una capa de adhesivo y un iniciador de grieta en la línea de pegado. Están permitidos tanto las películas adhesivas como los adhesivos de pasta. En el caso de los adhesivos de pasta, el espesor de esta capa adhesiva deberá ser de 0,2 mm.

A no ser que este especificado de otra manera, los laminados planos estarán integrados por un número par de las laminas que será el más cercano al resultado de dividir la mitad del grosor de panel especificado en la Figura 4.40 ( $t/2 = 1,5 \pm 0,1$  mm) por el grosor nominal de la lamina curada.

La configuración del panel de ensayos, que se observa en la Tabla 3.3, estará especificada en un plan de ensayos calificado (QTP) o equivalente que acompañe a la documentación.

Las tolerancias de orientación de las capas que constituyen los laminados serán  $\pm 3^\circ$  para la cinta prepregs y  $\pm 5^\circ$  en el caso de tejidos.

La preparación superficial de los laminados precurados antes de las operaciones de encolado durante la preparación de los paneles de ensayo, serán definidas en el plan de ensayo correspondiente.

Para producir la grieta inicial en la línea de encolado, será incorporado entre los dos laminados una capa doblada de película separadora con el doblez hacia el interior del panel, y las dimensiones las indicadas en la Figura 4.40.

La capa de adhesivo será introducida entre los dos laminados, sin cubrir la capa doblada de la película separadora.

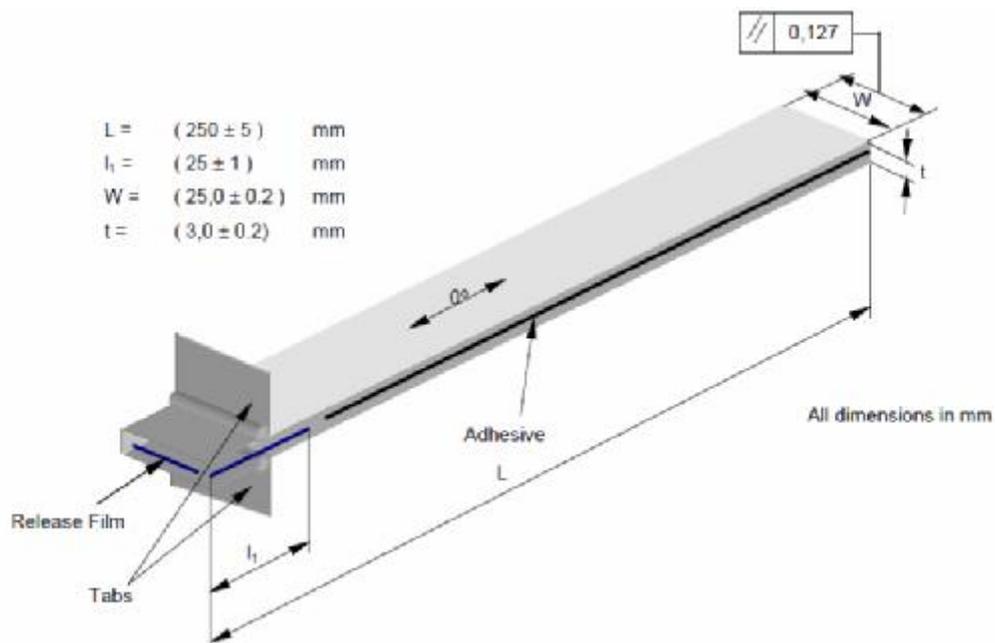


Figura 4.40 Dimensiones de las probetas encoladas según la AITM 1.0053 [14]

A no ser que se especifique lo contrario, los paneles de ensayo serán fabricados encolando dos paneles precurados.

En aquellos paneles de ensayo que se fabriquen utilizando un proceso diferente; por ejemplo mediante co-curado (los dos paneles están frescos cuando se realiza la unión encolada) o mediante encolado secundario (ambos paneles están precurados cuando se realiza la unión encolada), las características del proceso de fabricación serán definidas en el plan de ensayo correspondiente.

Los parámetros del proceso de curado como la temperatura, la presión y el tiempo; así como si existiera cualquier información detallada y/o específica relativa al proceso; se darán junto a todas las especificaciones relevantes del ensayo.

Los paneles serán sometidos a ensayos no destructivos (NDT) (p.ej. C-scan) para así lograr paneles libres de defectos perceptibles. El panel de ensayo cumplirá con las exigencias de calidad descritas en las especificaciones del plan de ensayo.

Las probetas de ensayo serán extraídas de los paneles libres de defectos conforme a la ISO 2818. Se tendrá especial cuidado para asegurar que no se produce ninguna delaminación durante el trabajo a mecanizado de las probetas de ensayo.

Las dimensiones de las probetas serán las especificadas en la Figura 4.40.

Se ensayaran seis probetas por grupo (o el número que este especificado en el plan del ensayo).

Ambas caras laterales en la dirección longitudinal de las probetas serán pintadas con tinta blanca para facilitar la observación de la propagación de la grieta y la medida durante la prueba.

La influencia de la rigidez de los laminados en los resultados de los ensayos puede reducirse al mínimo pegando placas de aluminio en ambos lados de las probetas. Para lo cual se emplearía un buen pegamento de contacto.

Las bisagras metálicas serán unidas a las probetas, tal y como se puede observar en la Figura 4.41, para lo cual se utilizará también un buen pegamento de contacto.

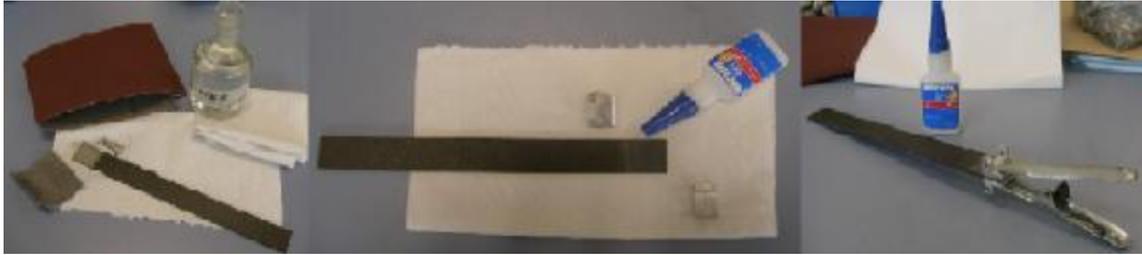
*Proceso de pegado*: el proceso de pegado de las bisagras y de las placas de aluminio (cuando sean necesarias) será el siguiente:

- Preparación Superficial:

Esta será más o menos fuerte dependiendo de la preparación superficial previa de las probetas. A no ser que este definido en las especificaciones del ensayo, la preparación superficial estándar de las probetas será:

- Si la superficie de las probetas es demasiado áspera, se lijará ligeramente la superficie, con una lija (de tamaño de grano = 180), para posteriormente ser pegada. La superficie de unión será lisa y plana para alcanzar el mejor funcionamiento del pegamento. Si la superficie de unión es muy lisa, el lijado no será obligatorio.
  - Limpieza profunda de la superficie donde se realizará la unión con paños empapados en un disolvente apropiado. Si la probeta ha sido lijada, esta limpieza debe ser más exhaustiva para quitar completamente la contaminación de la superficie de unión.
- Pegado
    - Aplicación de una capa fina de pegamento sobre la superficie de las probetas donde se realizará la unión. Si la capa de pegamento es demasiado abundante, el funcionamiento de la unión no sería el correcto.
    - Colocar el adherente (la bisagra y si fueran necesaria la placa de aluminio también) sobre la delgada capa adhesiva.
    - Fijar el adherente a la probeta con tenazas que ejerzan una presión suficiente para evitar su movimiento y su deslizamiento.

Eliminar la presión de las tenazas cuando las bisagras y en caso de haber sido necesarias las placas de aluminio estén perfectamente unidas a las probetas (unas dos horas más tarde).



**Figura 4.41** Preparación superficial, pegado y curado de las bisagras

En la Tabla 3.3 se muestran los diferentes tipos de probetas de ensayo según el laminado (lay-up):

Tipo de probetas <sup>1)</sup>	Fibra de carbono preimpregnada	Laminados
A	Cinta	La dirección de las fibras será $0^\circ$ en la dirección longitudinal de las probetas, en todas las láminas
B	Cinta	Laminado simétrico con láminas externas de cinta a $0^\circ$ y con laminas internas a $\pm 45^\circ$ . Ejemplo: espesor por tela curada = 0.184 mm la configuración del laminado será $(0^\circ/0^\circ/+45^\circ/-45^\circ/-45^\circ/+45^\circ/0^\circ/0^\circ)$
C	Tejido	Laminado simétrico con telas de tejido de fibra de carbono a $0^\circ$ (urdimbre = $0^\circ$ ) La dirección $0^\circ$ (urdimbre) será paralela a la dirección longitudinal de la probeta
1) Si no existe ningún tipo de especificación, el laminado será del Tipo B		

**Tabla 3.3** Tipos de laminados para las probetas encoladas

Los dos tipos diferentes de ensayos que pueden realizarse sobre unas mismas probetas, se pueden observar en la Tabla 3.4, y los resultados de los ensayos para ambas configuraciones no serán comparables.

Códigos <sup>1) 2)</sup>	Procedimiento de ensayo	Condición del ensayo
U	Sin refuerzo	Las probetas serán ensayadas una vez mecanizadas de sus paneles de ensayo
S	Con refuerzo	Las placas de aluminio serán pegadas en ambas caras de las probetas para aumentar la rigidez de los adherentes
1) En ausencia de otra especificación, las probetas de ensayo serán sin refuerzo (U). Las probetas ensayadas con refuerzos (S) serán aquellas en las que los materiales que forman los sustratos de las probetas son diferentes para obtener la misma rigidez		
2) Los resultados obtenidos en probetas con refuerzos (S) son mayores que los obtenidos en probetas sin refuerzos (U)		

**Tabla 3.4** Posibles ensayos

#### 4.4.2.4 Procedimiento de ensayo [13, 14].

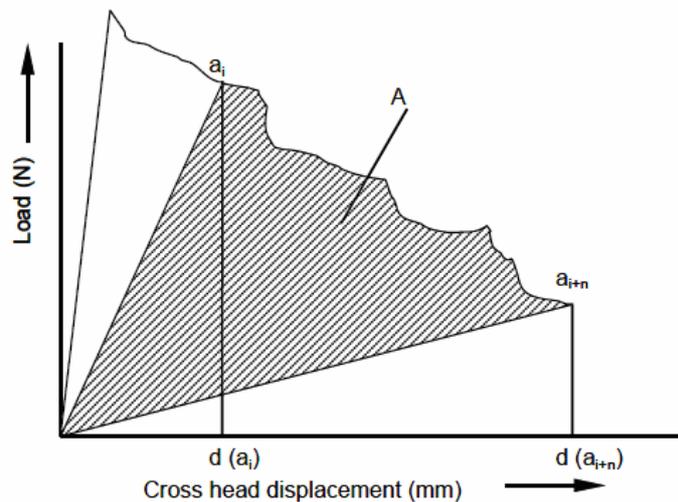
Cada probeta será medida utilizando un micrómetro para determinar los espesores y un calibre para determinar las anchuras. Para determinar el espesor y la anchura característica de cada probeta se realizarán 3 medidas tomadas en 3 puntos representativos de las probetas.

A no ser que se especifique lo contrario en el plan de ensayos, las probetas serán ensayadas tal cual son recibidas (AR) a  $23^{\circ} \text{C} \pm 2^{\circ} \text{C}$ .

Las probetas “Hot Wet” deberán de ser acondicionadas de acuerdo a la EN 2823 y ensayadas en 4 horas desde que se saquen de la cámara donde han sido acondicionadas o del contenedor precintado usado para evitar pérdidas de agua.

- Los ensayos a temperatura ambiente deben de llevarse a cabo tal y como se detalla:
  - La temperatura del laboratorio debe mantenerse a  $(23 \pm 2)^{\circ} \text{C}$ .
  - El rango cargas del ensayo será seleccionado dentro del rango de calibración permitido por la máquina de ensayos.
  - La colocación de la probeta en la máquina de ensayos debe hacerse comprobando la correcta alineación de los ejes de carga de la máquina de ensayos.
  - Se seleccionará una velocidad constante del actuador de  $(10 \pm 0,2) \text{ mm/min}$ .
  - Se grabará la carga en función del desplazamiento del actuador.
  - Para evitar cualquier influencia de la película separadora (normalmente de teflón) que lleva la probeta para inicializar la grieta; la probeta será precargada hasta conseguir una longitud de la grieta inicial de entre 10 a 15 mm.

- Utilizando una lupa de aumentos se señalará la posición del extremo de la grieta inicial ( $a_i$ ) en ambos lados de la probeta. La tinta blanca aplicada en ambas caras de la probeta facilita la medida y la realización de la marca del extremo de la grieta.
- Se descargará la probeta completamente después de haber realizado y marcado el extremo de la grieta.
- Se marcará la posición final de la grieta ( $a_{i+n}=100$  mm.) en ambas caras de la probeta. Esta longitud será medida desde la marca de la grieta inicial ( $a_i$ ) usando la lupa de aumentos.
- Se cargará otra vez la probeta a velocidad constante hasta que la grieta alcance la marca del final de la grieta previamente medida ( $a_{i+n}$ ).
- El punto correspondiente al instante en el cual la propagación de la grieta alcanza la marca " $a_i$ " en el borde de la probeta deberá ser identificado durante el ensayo en el gráfico carga-desplazamiento como " $d(a_i)$ " (ver Figura 4.42)



$d(a_i)$ : cross head displacement at initial crack length  
 $d(a_{i+n})$ : cross head displacement at final crack length  
A: calculated energy

Figura 4.42 Diagrama Carga-Desplazamiento del actuador [14]

- Cuando se alcance la longitud final de la grieta “ai+n”, el ensayo se detendrá y se descargará la probeta.
- Se medirá la longitud de propagación de la grieta.
- Se despegará completamente la probeta y se observará la apariencia de la rotura de la línea de encolado.
- Se clasificará el modo de fallo de la unión encolada de acuerdo a las siguientes (ver Figura 4.43):
  - o Rotura adhesiva: la superficie de los laminados sólo es visible en uno de los sustratos de las probetas encoladas, mientras el adhesivo queda adherido en el otro. La grieta se ha propagado en la intercara entre el laminado y el adhesivo, también debe indicarse el laminado en el que se queda la mayoría del adhesivo (en el laminado precurado o en el laminado curado).
  - o Rotura cohesiva: El adhesivo permanece en ambos laminados de la probeta encolada. La grieta se propaga por el interior de la capa del adhesivo.
  - o Rotura por delaminación: Fibras y restos de resina de los laminados aparecen pegados al adhesivo. La grieta se propaga por el interior del laminado, provocando la delaminación
  - o Rotura mixta: Se observan al mismo tiempo varios síntomas de las roturas anteriormente expuestas. Debe de identificarse los modos de fallo que aparecen simultáneamente.

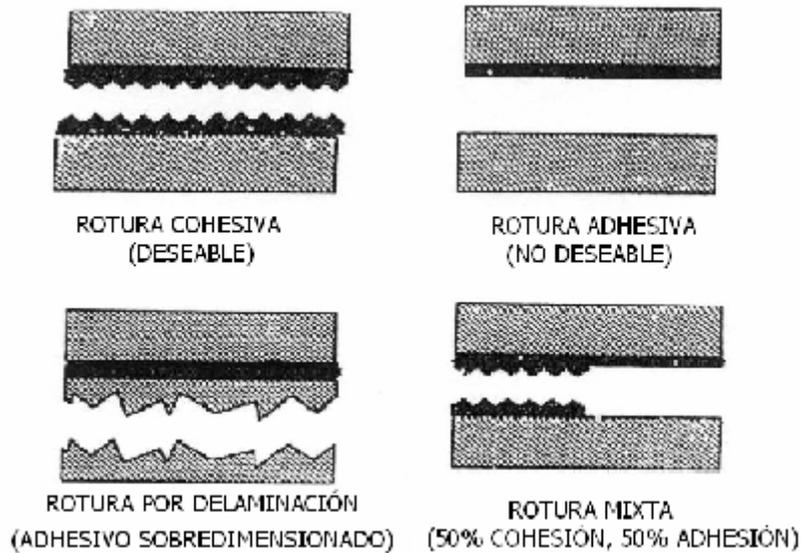


Figura 4.43 Modos de fallo [12]

- Los ensayos realizados a una temperatura diferente a la ambiental se diferenciarán de estos últimos:
  - Será necesario la utilización de un termopar colocado centrado en la probeta de ensayo y en una posición de manera que este lo más cerca posible al centro de la probeta. Esto requerirá que el termopar este aislado del aire circundante.
  - Asegurar que la cámara de ensayo y los útiles están estabilizados a la temperatura requerida.
  - Para ensayar probetas secas, se permitirá que las probetas de ensayo se estabilicen a la temperatura requerida por el ensayo con una tolerancia de  $\pm 3^{\circ}$  C manteniéndolas a dicha temperatura durante 5 minutos antes del comienzo del ensayo.
  - Para probetas “Hot Wet” acondicionadas, el tiempo requerido para que las probetas alcancen la temperatura de ensayo será reducido al mínimo. Se permitirá a las probetas estabilizarse a la temperatura de ensayo con una tolerancia de  $\pm 3^{\circ}$  C durante 1 minuto antes del comienzo del ensayo.

- El tiempo requerido para lograr la temperatura de ensayo será registrado.

#### 4.4.2.5 Analisis de los resultados [13, 14]

Para calcular la resistencia a la propagación de la grieta se utiliza la longitud final de la grieta y la energía empleada en la propagación de esta obtenida de la curva generada al enfrentar en un diagrama las cargas utilizadas frente al desplazamiento del actuador (ver Figura 4.42):

$$G_{IC} = \frac{A}{a \times w} \times 10^6 (J / m^2)$$

Donde:

$G_{IC}$  es la tenacidad a la fractura.

A es la energía requerida para conseguir la propagación total de la grieta (Integración del área de la carga-desplazamiento del actuador como se observa en la Figura 4.42.

a es la longitud de propagación de la grieta:  $a = a_{i+n} - a_i$  (Medida exacta: longitud final de la grieta menos longitud inicial de la grieta)

w es la anchura de la probeta

#### **4.4.3 Útil Side-Clamped Beam fix.**

El nuevo útil, cuya validación se propone este proyecto, nace tras un acuerdo de subcontratación entre el grupo de investigación AMADE de la Universidad de Girona y Airbus-España SL, para la mejora de los métodos de ensayo de las uniones encoladas.

La mejora que se proponía con el diseño de este nuevo útil era la reducción en tiempo y mecanizado, reduciendo los largos y costosos procesos de adhesión entre las probetas y los útiles que en el momento de la subcontratación (2005) se venían utilizando en el ensayo de  $G_{IC}$  en uniones encoladas, las bisagras o “piano hinges” y los bloques o “end blocks”<sup>1</sup>. En la actualidad, los ensayos, tanto si se realizan con los bloques o con las bisagras, como anteriormente se ha expuesto con más detalle, requieren:

- 1º) Una preparación previa de las superficies de las probetas, que posteriormente se adhieren a los útiles.
- 2º) Adhesión de las probetas al propio útil. En este paso es especialmente importante tener cuidado para que los útiles queden perfectamente alineados y esperar el tiempo necesario para obtener un buen curado del adhesivo.
- 3º) Separación de la probeta utilizada en el ensayo y limpieza de los útiles para su posterior utilización en nuevos ensayos.

Frente a esto, las ventajas que presenta el nuevo útil propuesto son:

- No requiere la adhesión de las probetas al útil con el ahorro del consiguiente tiempo de curado.
- Se evita la posterior limpieza del útil para poder seguir utilizándolo en ensayos posteriores, lo que supone un ahorro de tiempo y la simplificación de las tareas requeridas por el ensayo.

---

<sup>1</sup> - Ambos útiles son aceptados por la norma ISO 15024 para los ensayos de  $G_{IC}$ .

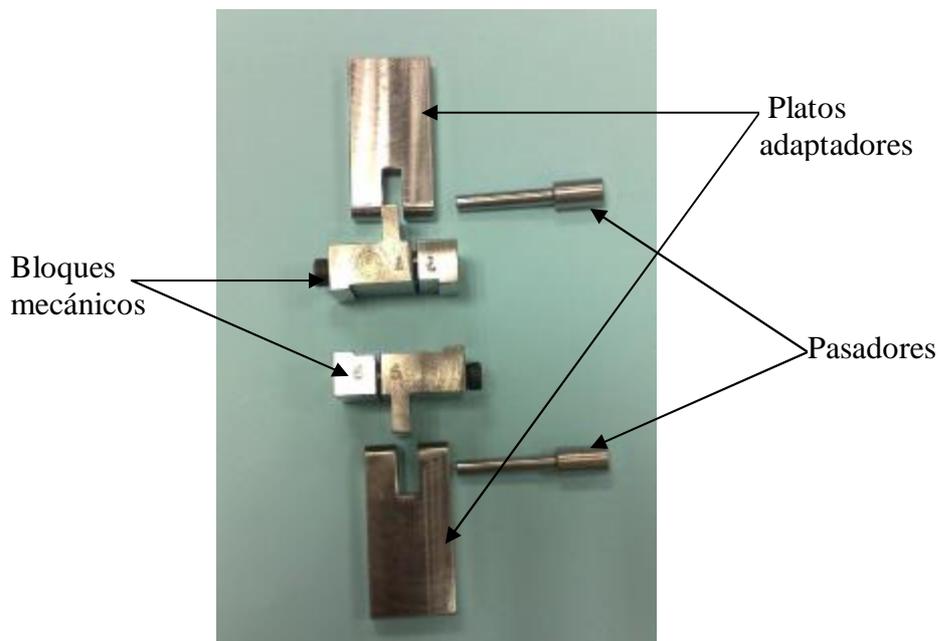


- Ensayos más semejantes entre sí, pues no dependen de la calidad de la adhesión entre el útil y la probeta.

Otra diferencia del útil *Side-Clamped Beam fix*, con respecto a las bisagras y a los bloques, es que las fuerzas a las que son sometidas las probetas durante la realización del ensayo se comunican a éstas mediante bloques mecánicos, que sostienen a las probetas por sus laterales, mientras que con los anteriores las probetas eran sostenidas mediante fuerzas de adhesión aplicadas en sus superficies

#### 4.4.3.1 Descripción del útil *Side-Clamped Beam fix*

Se distinguen dos partes: los bloques mecánicos a los que se fija la probeta y los platos adaptadores que fijan el útil a la máquina de ensayos. Ambas partes, bloque mecánico y plato adaptador, se unen mediante un pasador (ver Figura 4.44) [15].



**Figura 4.44** Útil *Side-Clamped beam fix* y sus partes

Cada bloque mecánico consta de dos partes móviles, una respecto de la otra, unidas mediante dos guías y un tornillo que fija ambas partes a la probeta, al aplicar un par de apriete.

Las dimensiones y la configuración de las probetas de ensayo siguen siendo las mismas que con los útiles anteriores, es decir, probetas de delaminación o con adhesivo según se trate la AITM 1.0005 o la AITM 1.0053 respectivamente:

$$\text{Largo} = 250 \pm 5 \text{ mm}$$

$$\text{Ancho} = 25 \pm 1 \text{ mm}$$

$$\text{Espesor} = 3,0 \pm 0,2 \text{ mm}$$

Es importante destacar la altura de la línea de incidencia, que en el nuevo útil se sitúa en 1,3 mm, por lo que las probetas de 1,5 mm por lado podrán ser fijadas al bloque mecánico, siendo 3 mm el espesor total [15].

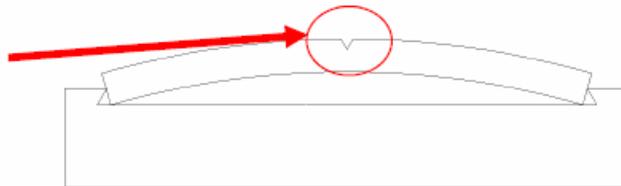
#### 4.4.3.2 Procedimiento de ensayo.

- Colocación de la probeta en los bloques mecánicos  
Se sitúa la probeta en una superficie plana para asegurar la correcta alineación con los bloques mecánicos. Se ajusta cada una de las dos partes de los bloques mecánicos a cada uno de los dos laminados de la probeta a ensayar, apretando primero cada uno de los tornillos ligeramente sin llegar al máximo, para evitar los posibles desplazamientos de los útiles cuando sean totalmente apretados. Finalmente y haciendo uso de un torcómetro tarado se dan los pares de apriete adecuados para fijar la unión entre los bloques mecánicos y las dos semiprobetas de ensayo.
- Colocación de los platos adaptadores en la máquina de ensayos.  
Se alinean y fijan perfectamente los platos adaptadores colocados en las mordazas de la máquina de ensayos tratando de evitar la rotación entre ambos platos durante el ensayo. Si fuera necesario se emplearía, para esta operación, una escuadra calibrada.
- Unión de los bloques mecánicos a los platos adaptadores utilizando los dos pasadores.

#### 4.4.3.3 Limitaciones del nuevo útil propuesto:

- *Par de apriete*

El par de apriete utilizado tiene como misión la perfecta fijación de la probeta al útil; sin embargo, un exceso en el mismo puede provocar efectos inadecuados como delaminaciones o concentración de tensiones al llevar el ensayo a cargas importantes. Ha quedado demostrado que un par de apriete de entre 1,5 y 1,8 Nm consigue la adecuada fijación de la probeta sin provocar otros efectos adversos, ya que no provoca la aparición de pequeñas concentraciones de tensiones en el extremo de la probeta por la compresión lateral y, en consecuencia, evita fenómenos de flexión (ver Figura 4.45) [15].

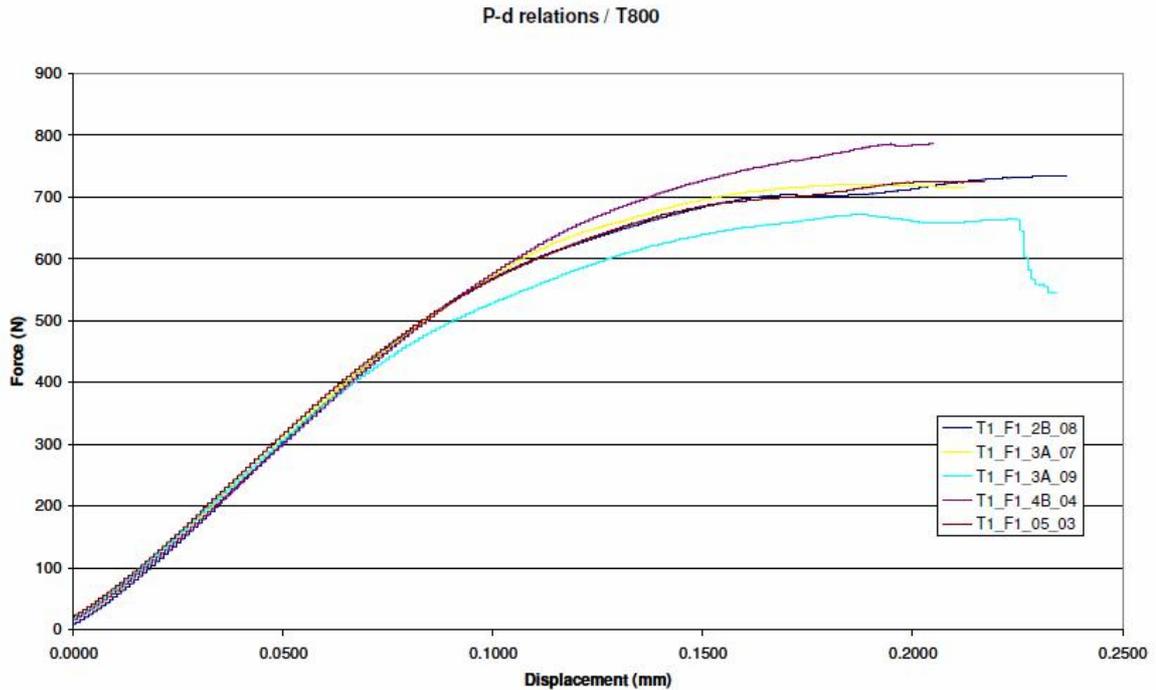


**Figura 4.45** Fallo longitudinal provocado por una excesiva compresión lateral [15]

Para la determinación de la adecuada relación entre la fuerza máxima aplicada y el par de apriete, el grupo AMADE de la Universidad de Girona realizó numerosos ensayos. En el caso de nuevos materiales, es decir materiales que no se hayan ensayado, se debe buscar la adecuada relación entre la fuerza máxima, el par de apriete y el desplazamiento, para lo que se realiza un rápido test con el lado opuesto al de la grieta de las probetas. Los resultados habituales son los de la siguiente gráfica P/d representada en la Figura 4.46 [15].

Con distintos pares de apriete las gráficas obtenidas son similares y en ellas se observan relaciones lineales para valores de fuerza comprendidos entre 0 y 400 N y desplazamientos entre 0 y 0,007 mm. Los resultados obtenidos con este ensayo deben de compararse con las máximas fuerzas estimadas (como se verá en el siguiente apartado, *Cargas*) [15].

De acuerdo con la gráfica y la experiencia de varios autores se puede fijar que es posible alcanzar los 350 N durante el ensayo sin que surjan problemas con cualquiera de los materiales compuestos ensayados [15].



**Figura 4.46** Diagrama típico Fuerza – Desplazamiento (con un par de apriete aplicado de 1,8 Nm) [15]

- *Cargas.*

Cada material a ensayar tiene una relación óptima entre el par de apriete y la máxima carga de apertura que se puede aplicar durante el ensayo. En consecuencia, cuando se trate de nuevos materiales a ensayar será adecuada la utilización del método de “prueba y error” para determinar esta relación [15].

La siguiente ecuación estima la máxima carga que puede ser lograda durante el ensayo en función de las propiedades elásticas del material, la tenacidad a la fractura interlaminar, la longitud de la grieta y la geometría de la probeta [15].

$$P_{\max}^{est} = \frac{b}{a} \sqrt{\frac{G_{IC} E_{11} h^3}{96}}$$

Donde;

$P_{\max}^{est}$  es la carga máxima (N)

b es el ancho de la probeta (mm)

a es la distancia desde el punto de aplicación de la carga hasta el extremo de la grieta (mm)

$G_{IC}$  es la tenacidad a la fractura modo I (N/mm)

$E_{11}$  es el módulo elástico longitudinal (N/mm<sup>2</sup>)

h es el espesor de la probeta (mm)

NOTA: Esta ecuación esta basada en la SBT (Simple Beam Theory)) que tiende a sobrestimar los valores reales.

Por ello, la fuerza máxima que puede ser calculada es función del parámetro “a”

Cuando se preparan las probetas es necesario definir la longitud de la pregrieta (longitud del inserto sin adhesivo de la probeta) tal que la máxima fuerza esperada este por debajo de la máxima fuerza que es capaz de soportar la unión. Para la mayoría de los casos considerados la longitud del inserto de 25 mm es suficiente.

Considerando los valores típicos de las probetas de CFRP:

b = 25 (mm)

$G_{IC} = 1.0671$  (N/mm)

$E_{11} = 122700$  (N/mm<sup>2</sup>)

h = 2 mm / 3mm /4 mm

La siguiente tabla muestra los valores de las fuerzas de apertura frente a la longitud de la grieta en función del espesor de la probeta.

	Probetas de 2 mm	Probetas de 3 mm	Probetas de 4 mm
a (mm)	Carga (N)	Carga (N)	Carga (N)
15	184.6	332.7	507.2
25	110.7	199.6	304.3
30	97.2	175.1	267.0
40	69.2	124.7	190.2
50	55.3	99.8	152.1
60	46.1	83.1	126.8

**Tabla 3.5** Fuerzas de apertura frente a la longitud de la grieta en función del espesor de la probeta

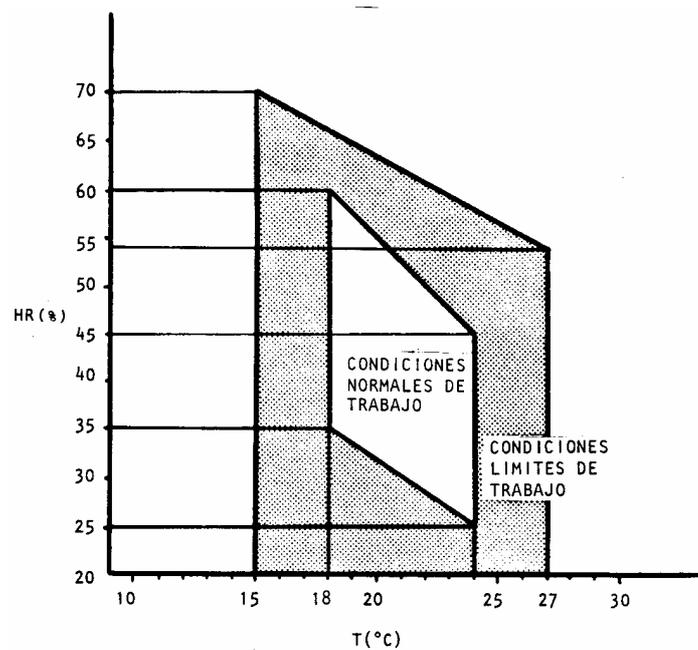
## 5 PROCEDIMIENTO EXPERIMENTAL.

### 5.1 FABRICACIÓN DE LOS PANELES.

La fabricación de los paneles se realizó con la colaboración del Departamento de Materiales Compuestos (EDSWCM). Los paneles fueron realizados mediante el proceso de apilamiento de capas manual (“hand lay up”).

#### 5.1.1 Instalaciones y equipos.

Los trabajos de colocación y adaptación de los preimpregnados y adhesivos tienen que ser efectuados en áreas limpias, aisladas, con temperaturas y humedad controladas tal y como se observa en la Figura 5.1.



*Figura 5.1* Requisitos del área de montaje de telas [16]

En el interior de estas áreas limpias y climatizadas de trabajo donde se realiza la fabricación de los paneles esta rigurosamente prohibido [16]:

- Aplicación, uso y manejo de desmoldeantes líquidos no curados
- Utilización de motores o equipos que desprendan aceites, grasas, lubricantes, humos o cualquier otro tipo de contaminante.
- Comer, beber y fumar.

- Utilizar cremas de manos.
- El uso de sprays o aerosoles, excepto los autorizados.
- El mantenimiento y limpieza de útiles.
- El uso de útiles y herramientas con deficiente estado de limpieza.
- Lijado y limpieza con disolventes en la preparación superficial previa al encolado.
- Cualquier recipiente que pueda contaminar el área limpia.
- Instalar dispositivos que permitan la circulación de agua libremente, excepto los requeridos por Seguridad e Higiene.

Con objeto de evitar contaminaciones procedentes del exterior, en el área de montaje de telas de la sala limpia se mantiene una sobrepresión mínima de 0,5 mm de columna de agua que es controlada mediante un medidor de presión diferencial. Se dispone también de un sistema de doble puerta tipo exclusiva y además esta sala dispone de un sistema de filtros para controlar la concentración y el tamaño de las partículas presentes en la misma. [16]

### **5.1.2 Fabricación.**

Durante la realización del proyecto se fabricaron paneles de delaminación y paneles encolados. Para la fabricación de estos paneles se emplearon materiales que están siendo, en la actualidad, ampliamente utilizados en la fabricación de aeronaves. Por motivos de confidencialidad de la empresa no se podrá dar el nombre comercial de los materiales empleados por lo que nos referiremos a cada uno de ellos como MATERIAL A, B y C

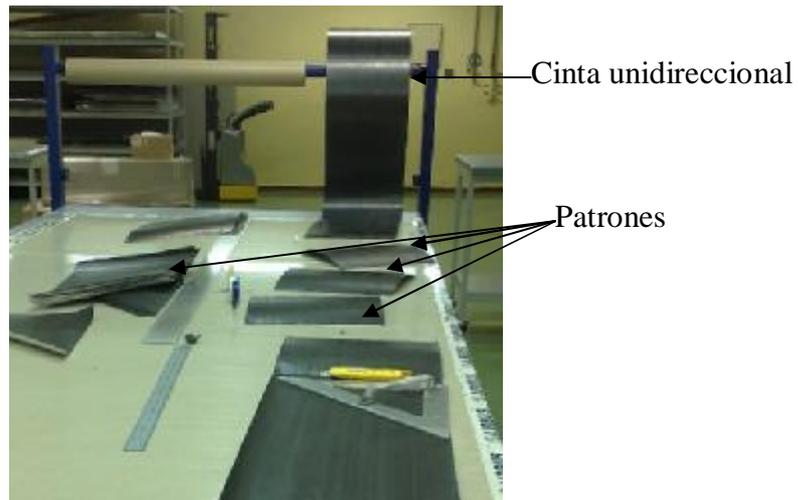
Como ya se describió con detalle en el capítulo 3.4.2 Normativas, las probetas de delaminación constan de dos laminados simétricos de láminas a  $0^\circ$ . El número de láminas depende del espesor de las láminas del material utilizado y será siempre un número par de telas que haga que el espesor final de las probetas sea lo más próximo posible a 3 mm. Con el material empleado para estas probetas de delaminación (MATERIAL A) el lay-up de cada semiprobeta era  $(0^\circ)_8$ , es decir, cada semiprobeta tenía 8 láminas a  $0^\circ$ . La geometría de las probetas encoladas y de las probetas de delaminación es la misma, aunque el lay-up de las semiprobetas encoladas, como se indica en la norma, es  $[0/0/+45/-45/-45/+45/0/0]$  ( $[0/0/+45/-45]_s$ ). Los paneles de las probetas encoladas se fabricaron todos ellos mediante co-encolado, es decir la unión



encolada se realiza uniendo una mitad del panel que se encontraba en estado preimpregnado (fresco), y la otra mitad del panel que había sido ya polimerizada (precurada).

Las dimensiones de los paneles que se fabricaron fueron de 300×250 mm y de cada panel se obtuvieron 6 probetas. Las probetas de delaminación, al no tener adhesivo, se fabricaron mediante cocurado es decir los dos laminados, de los que consta cada panel, se curaron en el mismo ciclo. La fabricación de los paneles consta de los siguientes pasos y todos ellos fueron realizados en la sala limpia con bata y guantes para evitar contaminar el laminado durante la manipulación de las láminas:

- 1°. Tanto los preimpregnados como los adhesivos se encuentran en cámaras frigoríficas a  $-18^{\circ}$  C para su conservación por lo que, previamente a su utilización los materiales tienen que ser ambientados (retirados del frigorífico y aclimatados a la temperatura exterior). Una vez los preimpregnados se han aclimatado se cortan los patrones; es decir de la cinta unidireccional se cortan láminas con las orientaciones deseadas de manera que posteriormente se puedan obtener paneles de 300×250 mm con las telas con las orientaciones indicadas en la norma correspondiente. En la Figura 5.2 se observa la cinta unidireccional de la que se cortaron los patrones así como varios patrones. Tras realizar el corte de los patrones se van apilando unos sobre otros retirando el papel protector de una de las caras del prepreg. Es importante realizar esta operación con cuidado, evitando tanto el desprendimiento de fibras como que se altere la alineación de las mismas y, también, evitando que se produzcan daños. Las capas de material preimpregnado se colocarán unas encima de las otras respetando las direcciones indicadas en la norma y tratando de minimizar la cantidad de aire atrapado entre cada capa (ver Figura 5.3).



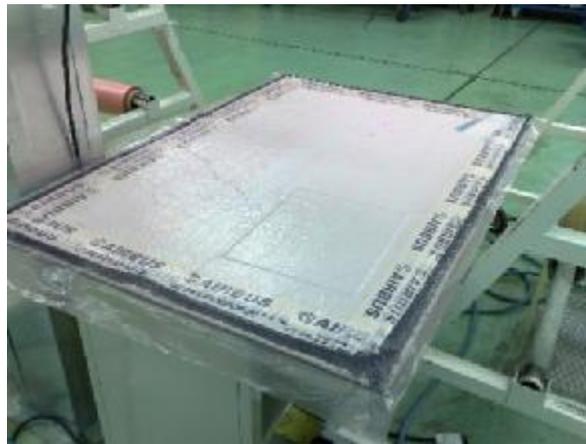
*Figura 5.2 Corte de los patrones*

2°. En el caso de los paneles encolados cada laminado constaba de 8 láminas ( $[0/0/+45/-45]_s$ ) colocadas unas encima de la otras. En los paneles de delaminación cada laminado también constaba de 8 láminas aunque, en este caso, todas sus telas con la misma orientación a  $0^\circ$ . Una vez se va pegando cada lamina y para evitar las oclusiones de aire, así como la formación de arrugas se “peinaban” las telas en dirección paralela a las fibras con espátulas (ver Figura 5.3). Las láminas constan de una cara negra, donde se pueden observar las fibras y pegajosa debido al efecto de la resina, y otra donde está pegado el papel protector y que una vez, retirado éste, como es lógico, es idéntica a la otra cara. Es especialmente importante tener cuidado de no dejar incorporado a la pieza ningún trozo de película protectora o papel soporte.



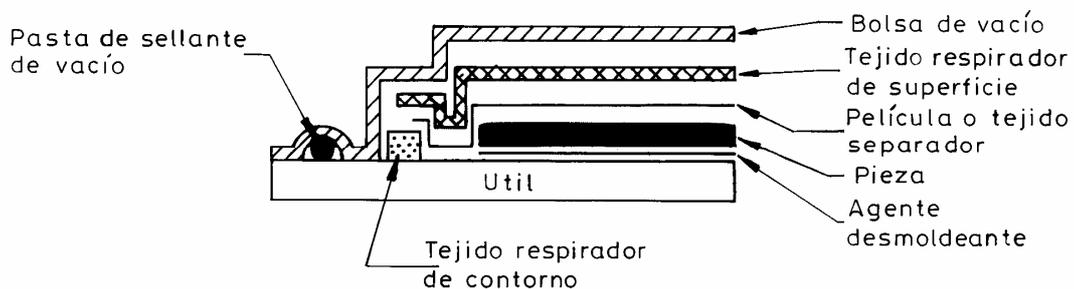
*Figura 5.3 Realización del laminado*

- 3°. Para conseguir una buena compactación de las telas, una vez realizado el apilamiento de los 8 patrones, y sin retirar el papel protector de las telas de los extremos del laminado, se introduce dicho apilamiento en la bolsa de vacío temporal y se aplica vacío hasta una lectura manométrica de entre 76-150 mm Hg donde se mantiene durante un mínimo de 5 minutos aplicando vacío (ver Figura 5.4). La razón de no quitar el papel protector de las telas externas es para evitar que durante la aplicación del vacío el laminado se quede adherido a la bolsa temporal de vacío. En la Figura 5.5 se puede observar los elementos necesarios para la realización de la bolsa de vacío temporal)



**Figura 5.4** Compactación de las telas en la bolsa de vacío temporal

- 4°. Se desconecta el vacío, se retira el laminado y se continúa la fabricación realizando otro laminado de 8 capas tal y como se ha indicado en los pasos 1°, 2° y 3°)



**Figura 5.5** Esquema de la bolsa temporal de vacío [16]

- 5°. Construcción de la bolsa de vacío que se introducirá en el autoclave con la mitad de los paneles (paneles precurados). Las condiciones particulares de ejecución de la bolsa, y los materiales auxiliares aplicables a cada panel

específico, tienen que ir indicados en el correspondiente plan de ensayos. Además, los materiales auxiliares para la construcción de la bolsa de vacío no pueden quedar incorporados a los paneles fabricados

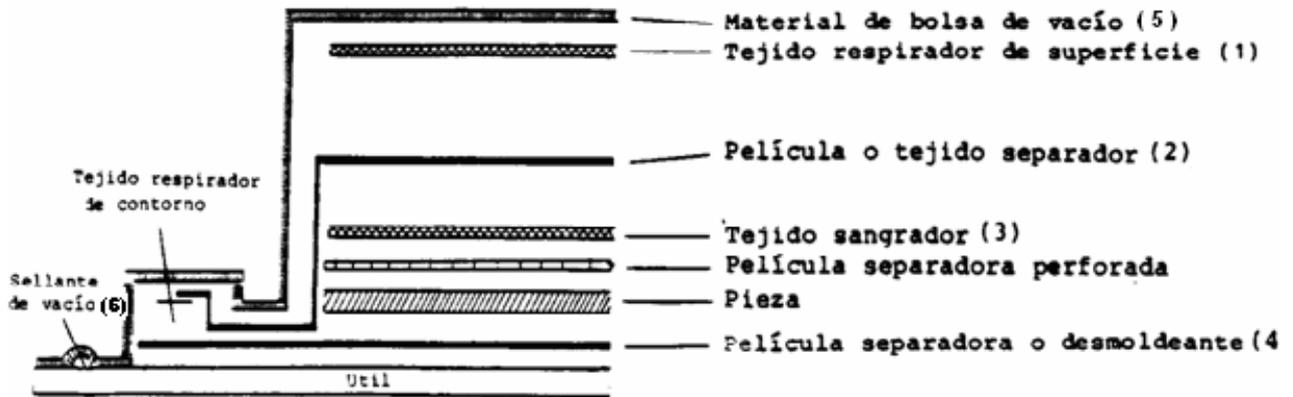


Figura 5.6 Esquema de la bolsa de vacío utilizada [16]

Durante la realización de la bolsa de vacío deben, además tenerse en cuentas:

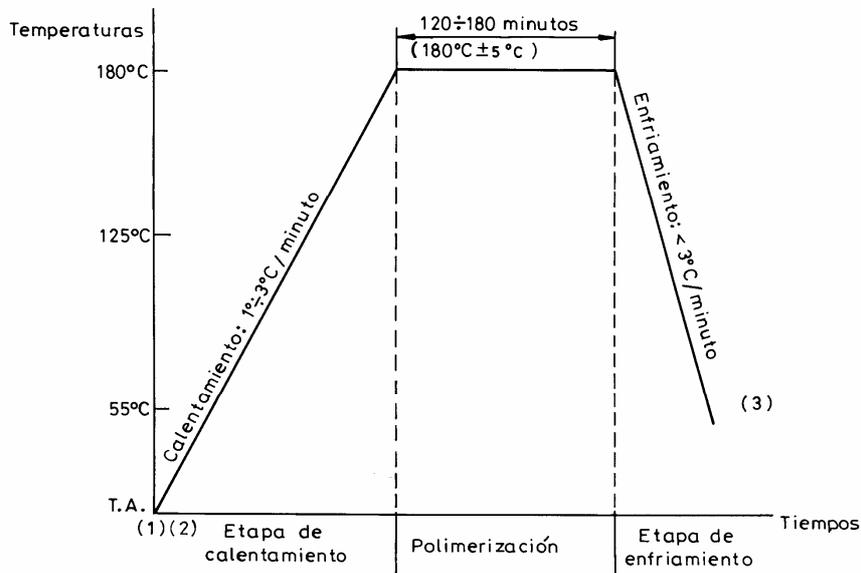
- (1) Deberá asegurarse una conexión entre el tejido respirador de superficie y el respirador de contorno. Si como respirador se utilizan tejidos de fibra de vidrio, estos podrán cortarse a ras de la pieza y conectarlos con el respirador de contorno mediante hilos de vidrio. Si se utilizan otros tejidos estos deberán cortarse con creces de forma que estén en contacto directo con el tejido respirador de contorno. Los tejidos respiradores de la superficie facilitan la extracción del aire ocluido durante el proceso de apilamiento, y los volátiles producidos durante el curado. Habitualmente se sitúan entre la pieza y el material de la bolsa. No estarán en contacto con el preimpregnado.
- (2) La película o tejido separador se extenderá al centro del respirador de contorno. Se utilizan como protección superficial en aquellas piezas que pueden ser objeto de contaminación, o que lleven un proceso posterior de encolado o pintura normalmente con un tratamiento posterior de lijado
- (3) Los tejidos sangradores permiten la eliminación del exceso de resina de los materiales preimpregnados en los procesos que así se requiera, optimizando el porcentaje fibra/resina de la pieza final.
- (4) Las películas separadoras sirven para “separar” los materiales preimpregnados del resto de materiales que forman la bolsa de vacío, también pueden emplearse, en algunos casos, como desmoldeantes.

- (5) El material de las bolsas de vacío suelen ser películas de nylon que se colocan sobre apilado en el útil como envoltentes de las bolsas de vacío.
- (6) El sellante de vacío es una cinta, de unos 15 mm de anchura, utilizada para el sellado de la bolsa de vacío.



**Figura 5.7** Realización de la bolsa de vacío

- 6°. Una vez preparada la bolsa de vacío, se introducen en el autoclave y se les aplica el ciclo de curado correspondiente a los paneles precurados. (ver Figura 5.8)



**Figura 5.8** Ciclo de curado en autoclave [16]

- (1) Aplicación de vacío en la bolsa hasta una presión (dentro de la bolsa) entre  $0,1 \div 0,2$  bares ( $76 \div 150$  mm Hg) antes de iniciar el curado.
- (2) Presurización hasta alcanzar el valor requerido. Ventilación de la bolsa cuando se alcanza la presión de  $1,4 - 2,0$  bares.

La presión de curado empleada fue de entre 6 y 7 bares.

Etapas de Calentamiento: Calentamiento hasta  $(180 \pm 5)^\circ \text{C}$  a una velocidad de entre  $(1 \text{ y } 3)^\circ \text{C}/\text{min}$

Polimerización o Curado: Se mantiene la temperatura a  $(180 \pm 5)^\circ \text{C}$  entre 120 y 180 min

Etapas de Enfriamiento: Enfriamiento a una velocidad menor a  $3^\circ \text{C}/\text{min}$

(3) A una temperatura inferior a  $60^\circ \text{C}$  se elimina la presión.

7°. Preparación de superficies previa al encolado. La cara de los paneles precurados donde se realizará el encolado se les coloca un tejido pelable. Este pelable se retiró justo antes del proceso de aplicación del adhesivo.

8°. Se coloca una tira de tejido separador (teflón) doblada con el doblez hacia el interior del panel de 50 mm de longitud y posteriormente se aplica el adhesivo. Toda esta operación se realiza sobre el panel precurado y, una vez terminado, se pega el panel fresco (ver Figura 5.9). En el caso de los paneles de delaminación también se coloca la tira de tejido separador aunque en este caso los dos paneles están frescos y además, como es lógico, no se les aplica el adhesivo



**Figura 5.9** Panel fresco y panel precurado con el adhesivo y la tira de tejido separador

9°. Se recorta el panel fresco de manera que ambos paneles tengan la misma superficie

10°. Se cura el adhesivo y el panel fresco. En el caso de los paneles de delaminación se cura todo el laminado en el mismo ciclo (ambos paneles son frescos).

## 5.2 INSPECCIÓN NO DESTRUCTIVA DE LOS PANELES.

Una vez finalizada la fabricación de los paneles, y previamente al corte de las probetas, los paneles fueron inspeccionados en el laboratorio de ensayos no destructivos (EDSWNM). Con esta inspección se pretendía detectar posibles discontinuidades en los materiales que hiciesen variar los resultados de los ensayos. El método empleado para esta inspección fue los ultrasonidos, que es además la técnica más extendida en el sector aeronáutico.

El equipo utilizado para realizar la inspección fue el TECHNOM TOMEMUS 3, que se trata de un sistema de inspección multieje que utiliza el agua como medio de transmisión (ver Figura 5.10). La técnica utilizada, como ya se comentó, fue la inspección ultrasónica automática con placa reflectante ya que era la técnica que mejor se adaptaba a la inspección de los paneles. Para realizar la inspección es necesario utilizar una probeta patrón del mismo material del que están realizados los paneles y con un espesor lo más próximo posible al de los paneles. Las probetas patrón poseen defectos artificiales de 6x6 mm y de 10x10 mm ya que el defecto mínimo detectable por la inspección tiene que ser de 6x6.



*Figura 5.10* Sistema utilizado para la inspección, TECHNOM TOMEMUS 3

### **Procedimiento para la Inspección.**

Lo primero que se hace antes de proceder con la inspección, es comprobar que la superficie de los paneles esta limpia y libre de otros materiales o sustancias que pudieran interferir en la misma. Los paneles fueron inspeccionados visualmente para detectar delaminaciones de borde, irregularidades de la superficie, marcas, ondulaciones o residuos de resina que pudieran afectar a la inspección. Cualquier tipo de imperfección detectada mediante dicha inspección visual se registra para su evaluación en la inspección posterior.

Una vez hecho esto, se procedió a la calibración de los ejes de la máquina, situando el 0 en su origen. Esta operación es realizada cada vez que se pone en funcionamiento la máquina de inspección.

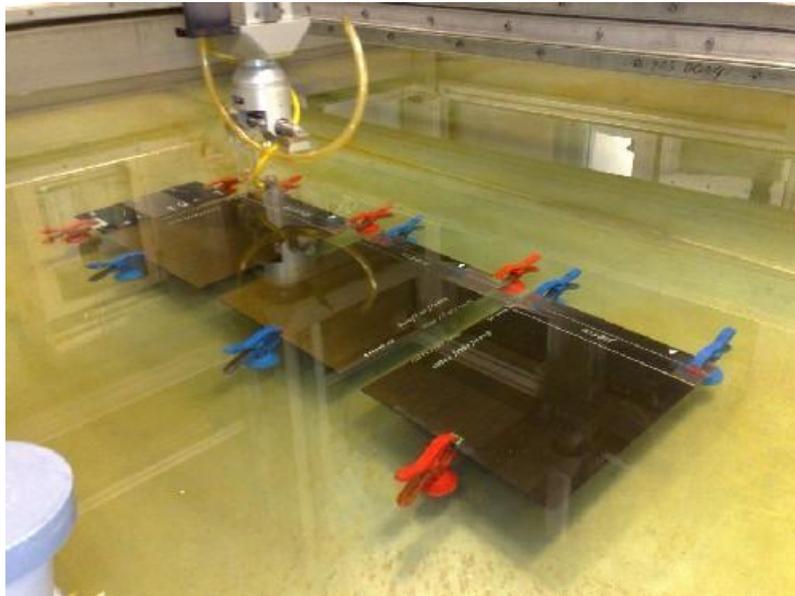
Se seleccionó la probeta patrón más adecuada para los paneles. Se utilizó una probeta patrón escalonada, con escalones de diferente espesor (1 mm, 3 mm y 5 mm). Estas probetas patrón poseen defectos artificiales que simulan delaminaciones de diferente tamaño y situadas a distintas profundidades que se repiten en cada escalón. En nuestro caso la probeta patrón utilizada fue la LP004 que esta fabricada del mismo material que los paneles, aunque sin adhesivo. Al tener nuestros paneles un espesor de aproximadamente 3 mm se empleo para comparar el escalón de 3 mm. En la inspección de los paneles con adhesivo nos encontramos que ninguna de las probetas patrón tenía adhesivo, por lo que la inspección fue algo más compleja.

Tras esto se colocaron los paneles y la probeta patrón en el tanque de inmersión. Esta operación se realiza utilizando, tanto en los paneles como en la probeta patrón, los utensilios de fijación necesarios que evitan el desplazamiento de los paneles durante el barrido automático (ver Figura 5.11).

Antes de la inspección se determinó el valor de transferencia, es decir la diferencia de ganancia en dB que hay entre la probeta patrón y los paneles (la ganancia en dB es la diferencia entre la atenuación de las ondas acústicas en la probeta patrón o en los paneles menos el eco de la placa de fondo o la atenuación provocada cuando se apunta con el palpador perpendicularmente al fondo de la placa sin ningún material entre

medias). Para determinar el valor de transferencia se comienza midiendo sobre la probeta patrón en la zona que tenía un espesor similar al de los paneles anotando la ganancia (en dB) que se estaba obteniendo. En el caso de los paneles encolados inspeccionados se observó que existía una ligera atenuación entre la probeta patrón y los paneles que se debía a que el material del que estaban fabricados no era exactamente el mismo que el material de la probeta patrón y además, y como ya se comentó al efecto del adhesivo de los paneles. A pesar de las diferencias entre los paneles y la probeta patrón es igualmente válido para la calibración del equipo de inspección. A continuación se colocaba el palpador sobre un panel y se buscaba la zona con la menor atenuación posible, tras lo que se determinaba la ganancia necesaria (nuevamente en dB) para obtener una señal con la misma amplitud que en el área similar de la probeta patrón.

El valor de transferencia es la diferencia entre ambas ganancias y debe estar comprendido entre  $-6\text{dB}$  y  $6\text{dB}$ .



**Figura 5.11** Inspección ultrasónica de los paneles

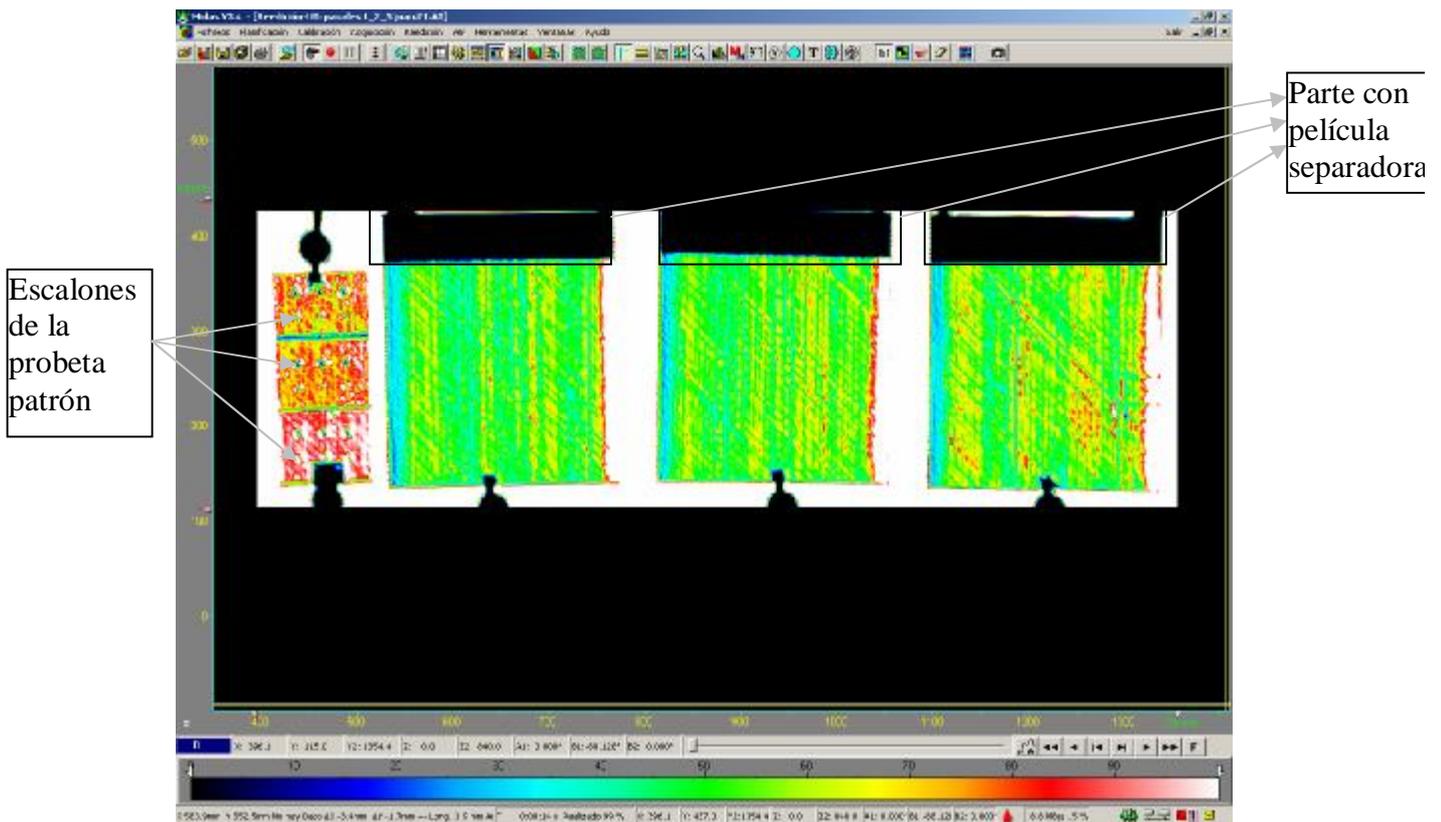
A continuación se fijan los parámetros de la inspección, manteniendo todos los valores establecidos en la calibración excepto la ganancia, que deberá ser corregida con el valor de transferencia que se acaba de determinar.

Se sitúa el palpador en la probeta patrón para así buscar el eco de la placa, es decir, el eco que se va a controlar, esto se realiza en el escalón de la probeta patrón que posee un espesor similar al de nuestros paneles, en nuestro caso en el escalón de 3 mm.

Con los controles de ganancia se amplifica la señal hasta un valor entre el 80% y el 90% de amplitud de pantalla (valor estándar para todas las inspecciones).

Se señala el área de barrido. En nuestro caso el área de barrido era un rectángulo por lo que marcábamos el vértice donde debía iniciarse el barrido y el vértice donde debía acabar, es decir la diagonal opuesta.

Una vez realizados los barridos se obtienen los registros tipo representación C-SCAN (representación en planta de los paneles).



**Figura 5.12** Representación C-SCAN de amplitud de 3 paneles encolados.

En la Figura 5.12 se observa la representación C-SCAN resultado de la inspección de tres de los paneles encolados que se ensayaron, así como la probeta patrón donde se pueden observar claramente los 3 escalones y los defectos artificiales de 10 x 10 y los de 6 x 6 mm. El escalón utilizado como referencia es el escalón central. Si el material, el espesor y la configuración de la probeta patrón y los paneles de ensayo fueran exactamente los mismos se observaría tanto en nuestro escalón como nuestros paneles con la misma escala de colores en caso de que los paneles estuvieran libres de defectos.

En la figura los tramos negros de los 3 paneles corresponden a la zona donde se encuentra la película separadora que simula la pregrieta. Como ya se ha comentado la diferencia de colores entre los paneles y la probeta patrón es debida a la atenuación que estas presentan. A pesar de esto, los paneles se pueden considerar buenos ya que la atenuación es menor del umbral de 6 dB, que es el límite que se ha establecido para aceptar o rechazar unos paneles. Las peores zonas que se observan en el panel son las zonas perimetrales pero estas zonas no son importantes ya que serán eliminadas como se verá a continuación cuando se realice el corte de las probetas.

### 5.3 CORTE Y MECANIZADO DE LAS PROBETAS.

Una vez se hubieron realizado los ensayos no destructivos, donde se aseguró que los paneles cumplieran con los requisitos de calidad necesarios se procedió al corte y mecanizado de las probetas. Como ya se comentó, después del precurado se sanearon los paneles precurados y, posteriormente, se cortaron sus parejas de frescos con las mismas dimensiones. También una vez realizados los paneles, y previamente a la inspección no destructiva los paneles fueron saneados para quitar los restos de adhesivo que habían curado en los extremos del panel debido al vacío al que habían sido sometidos durante el curado en el autoclave. Una vez finalizada la inspección no destructiva se realizó el corte de las probetas (ver Figura 5.13 y Figura 5.14).



*Figura 5.13* Paneles previos al corte de las probetas. Ambas imágenes son previas a la Inspección no destructiva por lo que se observan los restos laterales de adhesivos

De cada panel se obtuvieron 6 probetas de  $250 \times 25 \text{ mm}^2$ . Las dimensiones del panel eran de  $300 \times 250 \text{ mm}^2$  por lo que del lado de 300 mm se cortaron aproximadamente 25 mm de un extremo y 25 mm por el otro. Del lado de 250 mm se cortaron aproximadamente unos 50 mm por lado. Durante el corte de las probetas se tiene que considerar el grosor del disco de corte. Todas las probetas tienen que cumplir con las dimensiones que exige la norma.



*Figura 5.14 Máquina de corte*

## 5.4 ENSAYOS MECÁNICOS.

Una vez se reciben las probetas en el Laboratorio de Ensayos Mecánicos, lo primero que se hace es su identificación y distribución en grupos, de manera que en cada grupo de 6 probetas haya el mismo número de probetas de cada panel. Se pretende evitar o que exista la mínima variabilidad posible debida a los distintos paneles de manera que los grupos de probetas sean lo más parecidos posible al menos en cuanto a la fabricación por la que han sido obtenidos.

Tras la distribución en grupos, se miden una a una todas las probetas, comprobando que cumplen con las especificaciones geométricas de la norma. Todas las probetas que no cumplen con alguna de las especificaciones de la norma son sustituidas si hay probetas sobrantes y, en caso de que no las haya, se reflejará claramente en el informe de manera que al final se consiguen grupos de probetas homogéneos en cuanto a la fabricación y dimensiones dentro de las medidas que exige la norma.



*Figura 5.15 Medidas realizadas sobre las probetas*

Cuando todas las probetas están perfectamente identificadas, agrupadas y medidas se preparan para ser ensayadas: se pintan los laterales de todas las probetas de blanco para observar más fácilmente el crecimiento de la grieta durante el ensayo. Una vez efectuado esto se realizan 4 marcas en el lateral de la probeta: la primera a 35 mm, la segunda a 40 mm, otra a 135 y la última a 140 mm del extremo donde se colocó la cinta de teflón para simular la grieta inicial. Las dos primeras son para detener el crecimiento de la pregrieta cuando se ha conseguido una propagación de esta de entre 10 a 15 mm, es decir, una vez que el extremo de la pregrieta se encuentra entre estas dos marcas.

Recordemos que en los primeros 25 mm las dos semiprobetas que forman la probeta se encuentran separadas por una tira de teflón que sirve para simular la grieta inicial. El extremo donde se detiene la pregrieta se marca ya que a partir de ese punto será desde donde comience el ensayo (las fuerzas registradas para la realización la pregrieta no son tenidos en cuenta en el ensayo). Las otras dos marcas, la que se encuentra a 135 mm y la que se encuentra a 140 mm, sirven para indicar que cuando la grieta esta entre estos dos valores el ensayo debe ser detenido ya que en ese momento la grieta ya se habrá propagado aproximadamente los 100 mm que exige la norma. Una vez se detiene el ensayo se tiene que marcar el extremo de la grieta donde finalizó el ensayo para posteriormente poder medir con exactitud los mm que se ha propagado la grieta y poder utilizarlo, para calcular el valor de  $G_{IC}$ .

El proceso de preparación de las probetas que fueron ensayadas con bisagras consistió en:

#### § PREPARACIÓN SUPERFICIAL:

Lijado de la superficie, con una lija con tamaño de grano de 180. El lijado tuvo que ser más o menos severo en función de lo lisa que esté la superficie donde se realizó la unión, de manera que si la superficie de unión hubiese sido suficientemente lisa, el lijado no hubiera sido obligatorio.

Limpieza profunda de la superficie donde se realizaría posteriormente la unión con paños empapados MEK. Como todas las probetas habían sido lijadas, esta limpieza fue más exhaustiva para quitar la contaminación completamente de la superficie de unión.

#### § PEGADO

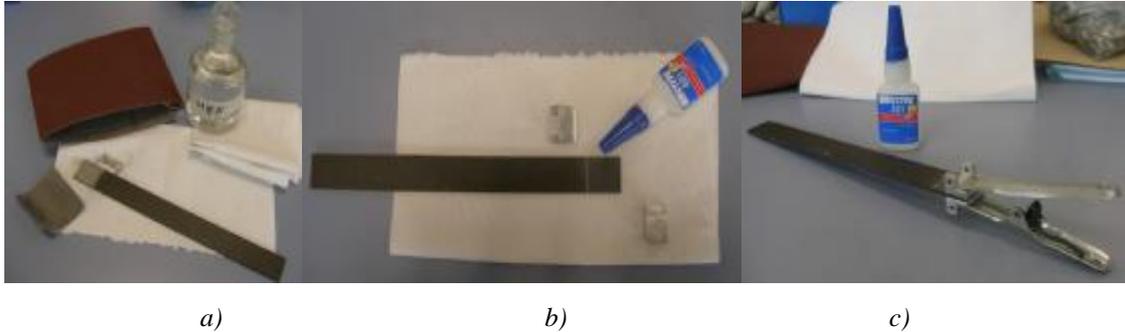
Aplicación de una capa fina de pegamento sobre la superficie de las probetas donde se realizaría la unión.

Colocación de la bisagra sobre la delgada capa adhesiva.

Fijación de la bisagra a la probeta con tenazas que ejerzan una presión suficiente para evitar su movimiento y su deslizamiento.



Eliminación la presión de las tenazas cuando las bisagras estén perfectamente unidas a las probetas (unas dos horas más tarde).



**Figura 5.16** Proceso de preparación de las probetas que a ensayar con bisagras:

a) Preparación superficial y limpieza; b) Pegado de las bisagras; c) Curado del adhesivo

Las probetas que a ensayar con el útil SIDE-CLAMPED BEAM FIX, simplemente requieren una superficie lisa, para asegurar el perfecto alineamiento de los bloques mecánicos de dicho útil y aplicar en ambos bloques mecánicos un par de apriete de 1,5 Nm mediante un torcómetro tarado.

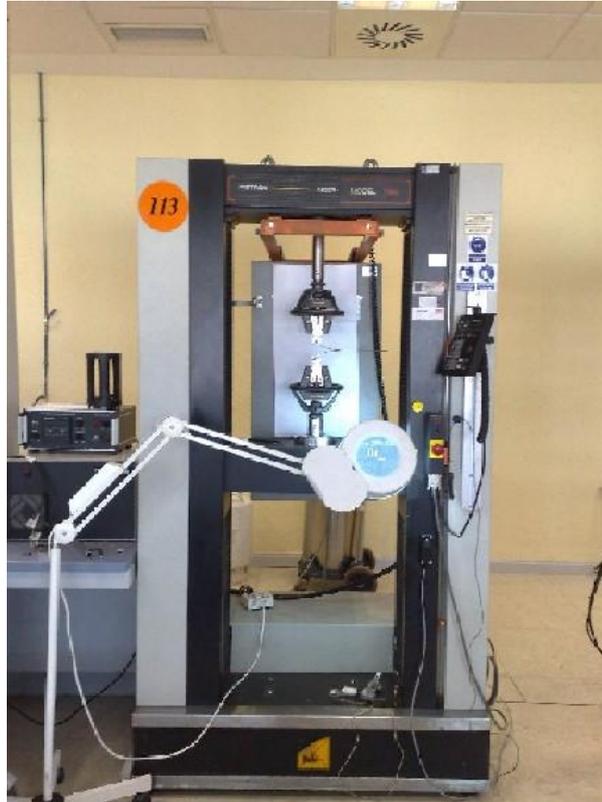


**Figura 5.17** Preparación de las probetas que serán ensayadas con el útil Side-clamped beam fix

Una vez todas las probetas estuvieron preparadas para ser ensayadas se preparó la máquina de ensayos, colocando la célula de carga de 5 KN, unas mordazas que amarraran bien los platos, a donde se unieron mediante un pasador las bisagras o los

bloques mecánicos según correspondiera, se ajustó la velocidad de avance del actuador a 10 mm/min y finalmente se introducían los datos de la probeta que a ensayar.

La máquina de ensayos utilizada fue una máquina de ensayos mecánicos INSTRON® MODEL 1185 (ver Figura 5.18).



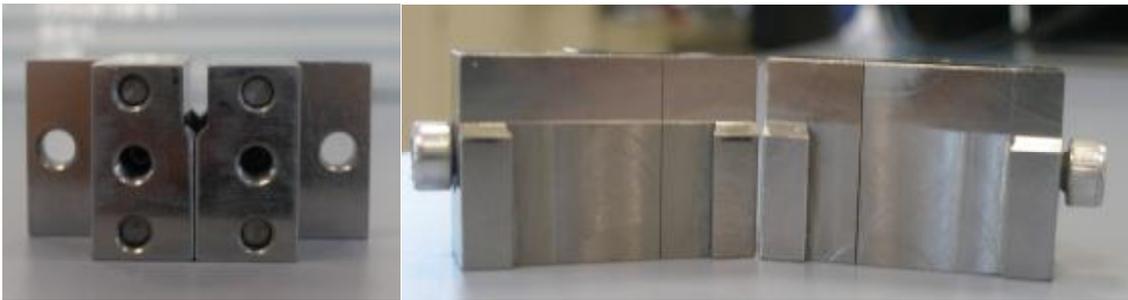
*Figura 5.18 Máquina de ensayos y lupa de aumentos.*

Como se ha indicado anteriormente, una vez finalizado el ensayo se marcó el final de la grieta y se midió la longitud propagada midiendo la distancia existente entre la marca que indicaba el final de la pregrieta y la marca que indicaba final del ensayo. Esta medida tiene que ser introducida en la máquina para que esta realizar los cálculos de  $G_{IC}$ . Finalmente, se procedió al despegue total de las dos semiprobetas para observar mejor el modo de rotura producido por el avance de la grieta. El modo de fallo al irse propagando la grieta es importante y tiene que aparecer en el informe de resultados ya que los valores suelen ser diferentes según los modos de fallo.

Para finalizar en el caso de haberse realizado el ensayo con bisagras, estas se despegan y se limpian para poderlas utilizar en ensayos sucesivos y en caso de haber utilizado el

útil SIDE-CLAMPED BEAM FIX se separa simplemente de cada semiprobeta y se utiliza para la siguiente probeta que será ensayada con este útil.

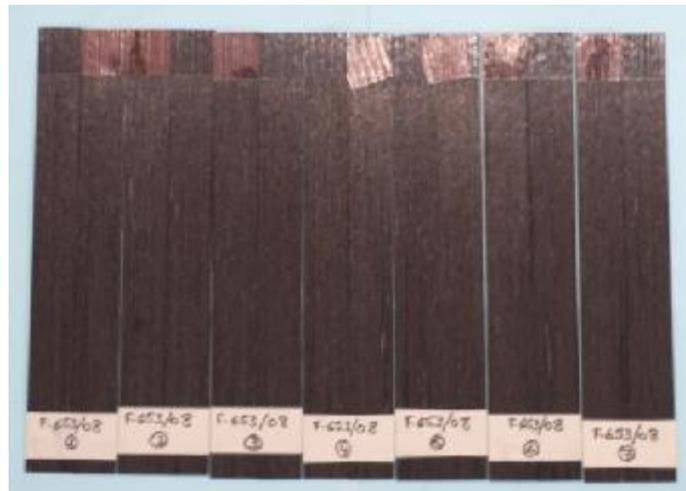
Inicialmente, y debido a que las medidas del nuevo útil y de las bisagras eran ligeramente diferentes, se realizó una modificación del útil SIDE-CLAMPED BEAM FIX de manera que fuera lo más parecido posible a las bisagras. Esta modificación se realizó por si los resultados de los ensayos con las bisagras y el nuevo útil fueran diferentes. La modificación consistió en asegurar que la zona de contacto entre las bisagras y cada una de las semiprobetas fuera la misma que con el útil *side-clamped beam fix modificado* y cada semiprobeta. Para esto simplemente se rectificó una pareja de útiles side-clamped beam fix y se ensayaron probetas para comprobar su validez (ver Figura 5.19).



**Figura 5.19** *Side-Clamped Beam fix modificado.*

## 6 PRESENTACIÓN DE RESULTADOS.

Una vez realizados los ensayos, se analizaron y compararon los resultados obtenidos. El primer grupo de probetas ensayado consistió en probetas de delaminación (MATERIAL A). La razón de comenzar los ensayos con este tipo de probetas se debe a que la variabilidad de los resultados obtenidos con ellas en el ensayo de tenacidad a la fractura modo I suele ser menor. Esta menor variabilidad es debida en primer lugar a que la fabricación es más sencilla y, por lo tanto, las características de los paneles suelen ser más homogéneas pero sobretodo porque, al no existir adhesivo el modo de fallo de todas las probetas siempre es el mismo, delaminación entre telas (ver la Figura 6.1).



*Figura 6.1* Modo de fallo de las probetas

Los resultados obtenidos para el MATERIAL A que consiste en probetas de delaminación aparecen representados en la Figura 6.2, en la Tabla 6.2 para los ensayos realizados utilizando el útil Side-Clamped Beam fix y en la Tabla 6.3 para los ensayos realizados utilizando las bisagras:

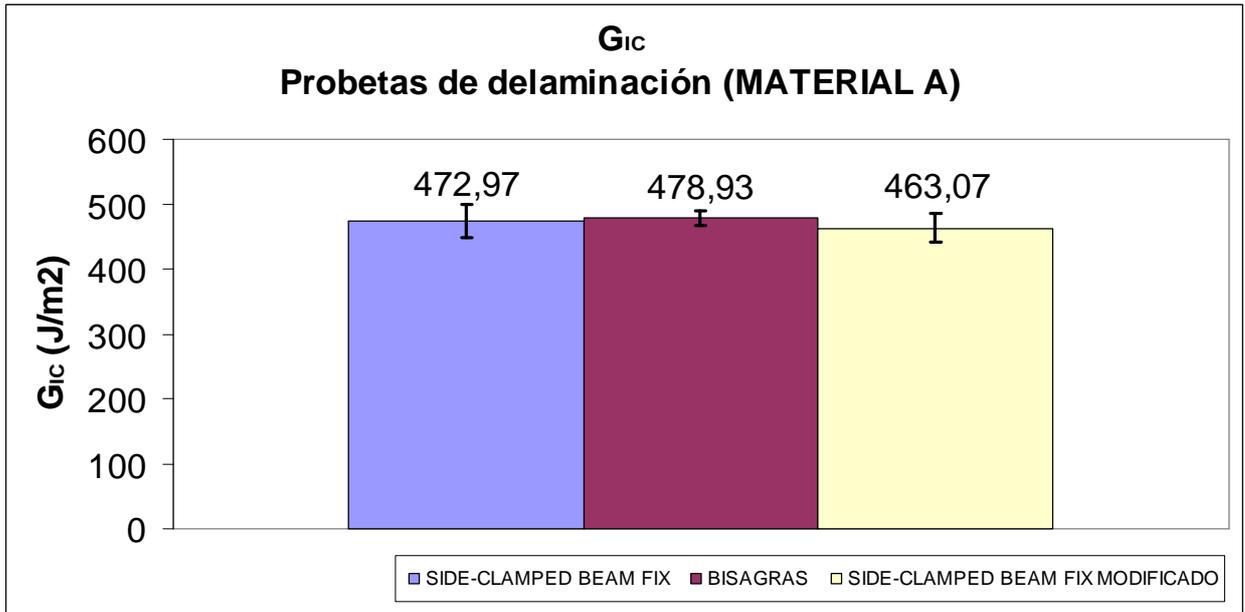


Figura 6.2 Resultados obtenidos con las probetas de delaminación

SIDE-CLAMPED BEAM FIX								
PROBETA N°	DIMENSIONES PROBETAS (mm)					Energía en máxima tracción (J)	Energía (J)	G <sub>Ic</sub> (J/m <sup>2</sup> )
	Longitud (a)	Ancho (b)	Longitud film (c)	Espesor (t)	Longitud final grieta			
1	250	24,88	26,58	3,06	100,5	1,60	1,12	447,59
2	250	24,90	26,62	3,06	100,5	1,74	1,19	475,85
3	250	24,94	26,85	3,06	102,5	1,72	1,22	476,60
4	250	24,9	26,1	3,03	97,5	1,79	1,26	517,11
5	250	24,83	24,9	3,03	100	1,73	1,17	469,41
6	250	24,94	25,9	3,03	100	1,68	1,13	451,26
<b>Media</b>	250,00	24,90	26,16	3,05	100,17	1,71	1,18	<b>472,97</b>
<b>Dstand</b>	0,00	0,04	0,71	0,02	1,60	0,06	0,05	<b>24,89</b>
<b>Vmax</b>	250,00	24,94	26,85	3,06	102,50	1,79	1,26	<b>517,11</b>
<b>Vmin</b>	250,00	24,83	24,90	3,03	97,50	1,60	1,12	<b>447,59</b>
<b>C.V.</b>	0,00	0,17	2,72	0,54	1,60	3,71	4,51	<b>5,26</b>

Tabla 6.1 Resultados de la probetas de delaminación ensayadas con el útil Side-Clamped Beam Fix

<b>BISAGRAS</b>								
PROBETA Nº	DIMENSIONES PROBETAS (mm)					Energía en máxima tracción (J)	Energía (J)	$G_{IC}$ (J/m <sup>2</sup> )
	Longitud (a)	Ancho (b)	Longitud film (c)	Espesor (t)	Longitud final grieta			
1	250	24,85	25,90	3,03	99,5	1,77	1,16	470,34
2	250	24,91	25,80	3,03	101,0	1,79	1,21	480,10
3	250	24,92	26,20	3,03	101,5	1,77	1,24	490,64
4	250	24,93	27,21	3,06	98	1,708	1,14	466,59
5	250	24,9	24,89	3,06	101,5	1,76	1,19	471,63
6	250	24,85	27,05	3,06	98,5	1,83	1,21	494,25
<b>Media</b>	250,00	24,89	26,18	3,05	100,00	1,77	1,19	<b>478,93</b>
<b>Dstand</b>	0,00	0,04	0,86	0,02	1,55	0,04	0,04	<b>11,42</b>
<b>Vmax</b>	250,00	24,93	27,21	3,06	101,50	1,83	1,24	<b>494,25</b>
<b>Vmin</b>	250,00	24,85	24,89	3,03	98,00	1,71	1,14	<b>466,59</b>
<b>C.V.</b>	0,00	0,14	3,29	0,54	1,55	2,28	3,03	<b>2,38</b>

*Tabla 6.2 Resultados de las probetas de delaminación ensayadas utilizando las Bisagras.*

Los resultados obtenidos utilizando ambos útiles son claramente comparables, ya que la media obtenida con el nuevo útil únicamente difiere en un 1.2% respecto a la media obtenida con las bisagras (resta de la media de las bisagras menos la media del nuevo útil dividida entre la media de las bisagras). Sin embargo, el error obtenido utilizando el útil *Side-Clamped Beam Fix*, así como el coeficiente de variación, son algo superiores a los que se obtienen utilizando las bisagras aunque no son en ningún caso valores significativos.

Por otro lado, también se empleó el útil *SIDE-CLAMPED BEAM FIX* modificado; cuyos resultados fueron los que se observan en la Figura 6.2 y en la Tabla 6.3:

<b>SIDE-CLAMPED BEAM FIX MODIFICADO</b>								
PROBETA Nº	DIMENSIONES PROBETAS (mm)					Energía en máxima tracción (J)	Energía (J)	$G_{IC}$ (J/m <sup>2</sup> )
	Longitud (a)	Ancho (b)	Longitud film (c)	Espesor (t)	Longitud final grieta			
1	250	24,85	26,01	3,06	100,0	1,81	1,19	480,42
2	250	24,91	26,02	3,06	101,0	1,723	1,19	472,02
3	250	24,87	26,50	3,06	101,5	1,60	1,08	427,01
4	250	24,96	25,32	3,06	102,5	1,71	1,19	463,53
5	250	24,93	27,31	3,06	101,0	1,76	1,19	472,35
<b>Media</b>	250,00	24,90	26,23	3,06	101,20	1,72	1,17	<b>463,07</b>
<b>Dstand</b>	0,00	0,04	0,73	0,00	0,91	0,08	0,05	<b>21,02</b>
<b>Vmax</b>	250,00	24,96	27,31	3,06	102,50	1,81	1,19	<b>480,42</b>
<b>Vmin</b>	250,00	24,85	25,32	3,06	100,00	1,60	1,08	<b>427,01</b>
<b>C.V.</b>	0,00	0,18	2,80	0,00	0,90	4,45	4,27	<b>4,54</b>

*Tabla 6.3 Resultados de las probetas de delaminación ensayadas utilizando el útil Side-Clamped beam fix modificado*

Se puede observar que con el útil Side-Clamped beam fix modificado la media de los resultados obtenidos varía en torno a un 3.2% respecto a la media obtenida utilizando las bisagras. Además, tanto los errores obtenidos, como el coeficiente de variabilidad, es ligeramente menor que en el caso de utilizar el útil Side-Clamped beam fix. A pesar de que los resultados obtenidos son bastantes buenos, se decidió no volverlo a utilizar ya que para que no se soltará de las probetas, el par de apriete aplicado tenía que ser superior a 1,5 Nm. Al aplicar pares de apriete tan grandes se producían delaminaciones en el material con lo que los resultados obtenidos no eran comparables con los de las bisagras.

Una vez analizados estos resultados se decidió enviar un gran número de probetas fabricadas en las instalaciones de la compañía junto con el útil Side-Clamped Beam Fix a otro laboratorio que llevaba ya algún tiempo utilizando el útil Side-Clamped Beam Fix y que también poseía abundantes datos de probetas ensayadas con bisagras. Las probetas cuyos resultados se analizaron eran probetas co-encoladas de dos materiales diferentes (MATERIAL B y MATERIAL C) que empleaban para ambos el mismo adhesivo. Estas probetas también estaban fabricadas con materiales ampliamente utilizados en la actualidad para la fabricación de piezas de las actuales aeronaves que fabrica la empresa Airbus. Todas las probetas se habían sido fabricadas en la factoría de Airbus mediante co-encolado y siguiendo las mismas exigencias, a pesar de no haber

sido fabricadas todas ellas exactamente ni en el mismo autoclave ni tampoco exactamente el mismo día como con las probetas que ensayadas en nuestro laboratorio de Airbus. Sin embargo el ensayar probetas en otro laboratorio, nos permitió conocer sus impresiones del útil.

Los resultados obtenidos fueron los siguientes:

- Para el MATERIAL B (probetas encoladas): ver Figura 6.3 y Tabla 6.4

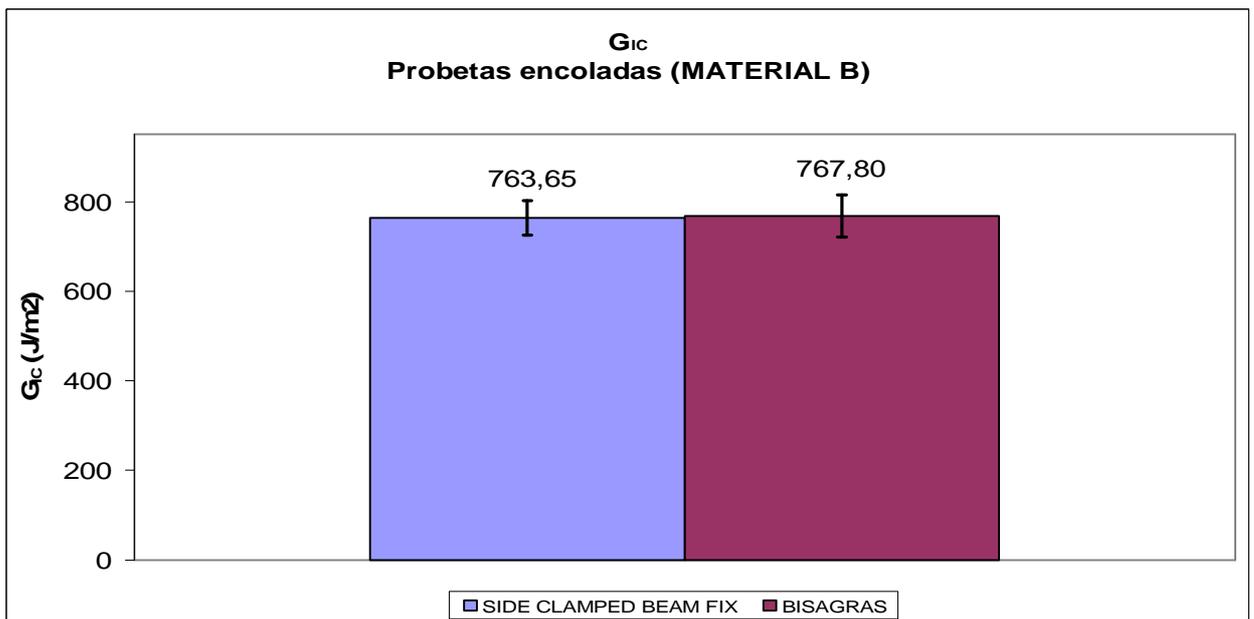


Figura 6.3 Resultados obtenidos con el MATERIAL B (probetas encoladas)

	MATERIAL B	
	Bisagras	Side-Clamped Beam Fix
Nºprobetas ensayadas	30	45
Media	767,80	763,65
Dstand	46,96	38,23
Vmax	851,70	846,5
Vmin	679,30	707,4
C.V.	6,12	5,01

Tabla 6.4 Resumen de los resultados obtenidos con el MATERIAL B ( probetas encoladas)

Como se puede observar estos resultados son bastante satisfactorios ya que tanto la variación en las medias, los errores y los coeficientes de variación son relativamente bajos, teniendo en cuenta la variabilidad típica de este ensayos.

- Para el MATERIAL C (probetas encoladas): ver Figura 6.4 y Tabla 6.6

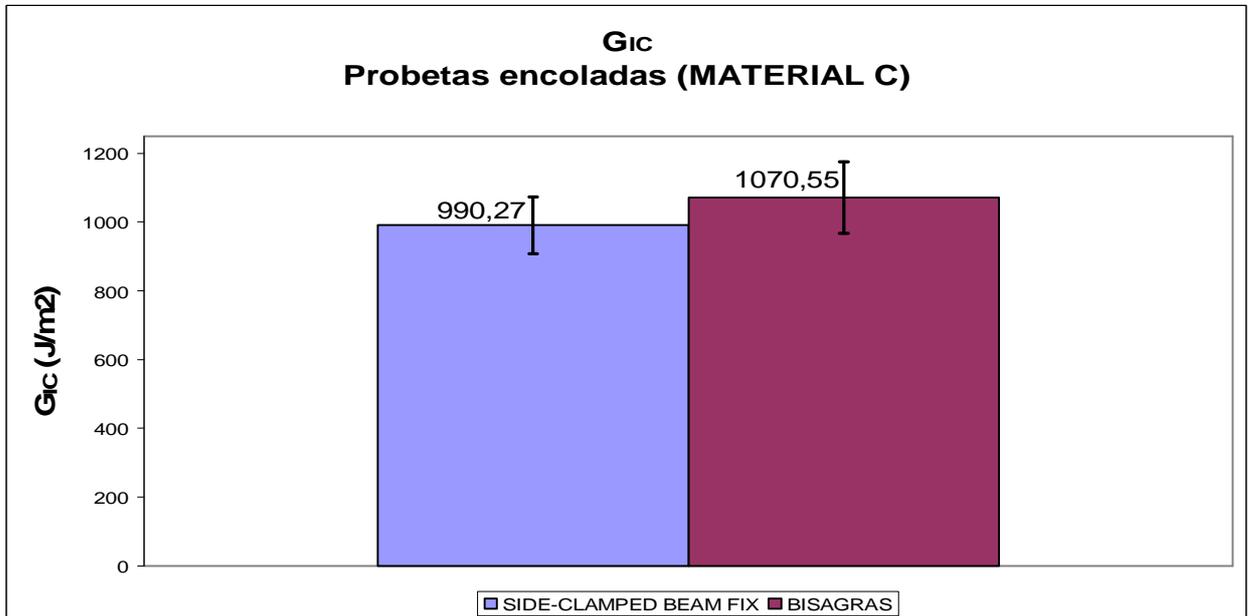


Figura 6.4 Resultados obtenidos con el MATERIAL C (probetas encoladas)

	MATERIAL C	
	Bisagras	Side-Clamped Beam Fix
<b>Nºprobetas ensayadas</b>	50	48
<b>Media</b>	<b>1070,55</b>	<b>990,27</b>
<b>Dstand</b>	<b>103,77</b>	<b>82,94</b>
<b>Vmax</b>	1292,00	1165
<b>Vmin</b>	846,00	852
<b>C.V.</b>	<b>9,69</b>	<b>8,38</b>

Tabla 6.5 Resumen de los resultados obtenidos con el MATERIAL C (probetas encoladas)

Sin embargo estos resultados no son tan buenos como todos los anteriores ya que la diferencia entre las medias está entorno a un 9 % y los errores, son superiores a los obtenidos con los MATERIALES A y B. Prueba de que ambas distribuciones no son muy buenas es que, en ambas su coeficiente de variación es bastante alto. A pesar de que la desviación en estos ensayos sean superiores a las anteriores estos resultados no serían suficientes para rechazar la validación del útil ya que habitualmente en los ensayos  $G_{IC}$  se considera que los ensayos son buenos, o tienen una buena variabilidad, siempre que su coeficiente de variabilidad sea menor que 10. En caso de que el coeficiente de variabilidad fuera superior a 10 los resultados no suelen considerarse debido a la gran variación de los resultados. Ante estos resultados nos propusimos

repetir estos ensayos en el laboratorio de la compañía donde los resultados obtenidos se consideran más fiables ya que todos los paneles que se ensayan son fabricados a la vez en el mismo autoclave (son sometidos exactamente a los mismos ciclos) y son ensayadas los mismos días bajo las mismas condiciones.

Los resultados obtenidos en el laboratorio para el mismo MATERIAL C fueron los siguientes: ver 0, Tabla 6.6 y Tabla 6.7

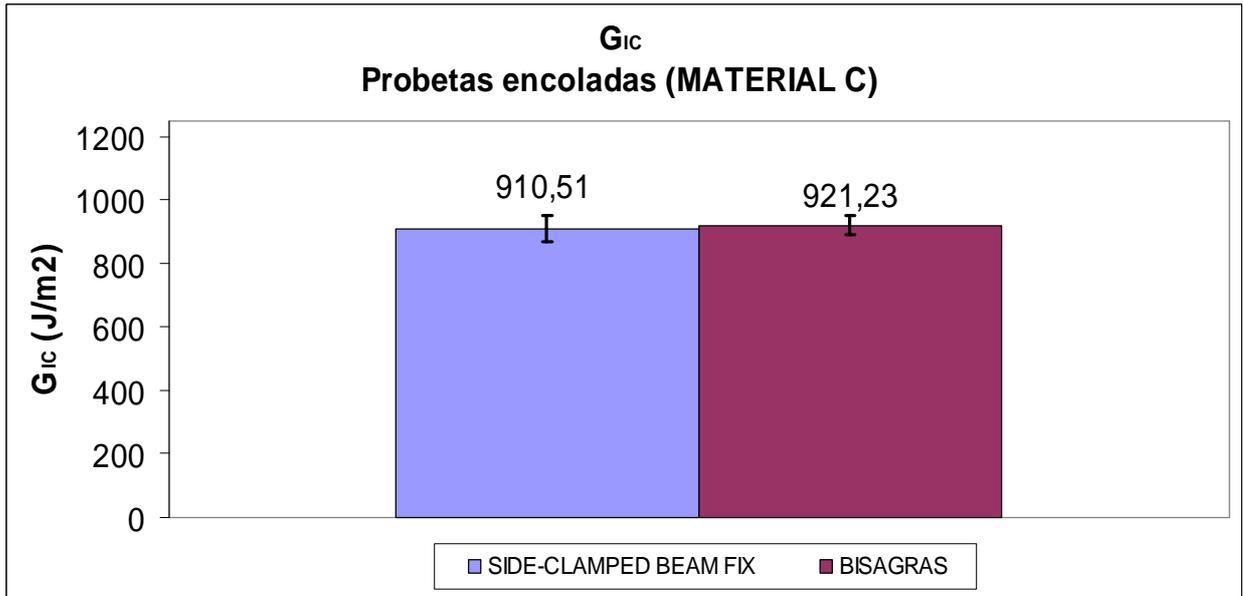


Figura 6.5 Resultados obtenidos con el MATERIAL C (Probetas encoladas)

SIDE-CLAMPED BEAM FIX								
PROBETA N°	DIMENSIONES PROBETAS (mm)					Energía en máxima tracción (J)	Energía (J)	G <sub>IC</sub> (J/m <sup>2</sup> )
	Longitud (a)	Ancho (b)	Longitud film (c)	Espesor (t)	Longitud final grieta			
1	250	25,16	26,23	3,19	101,0	3,38	2,38	936,65
2	250	25,14	26,30	3,19	99,5	3,17	2,26	904,93
3	250	25,14	24,97	3,19	99,0	3,14	2,23	897,29
4	250	25,15	24,87	3,19	98,5	3,01	2,15	869,41
5	250	25,18	25,25	3,19	103,0	3,23	2,27	875,02
6	250	25,14	25,71	3,19	99,0	3,36	2,44	979,75
Media	250,00	25,15	25,56	3,19	100,00	3,21	2,29	910,51
Dstand	0,00	0,02	0,62	0,00	1,70	0,14	0,10	41,55
Vmax	250,00	25,18	26,30	3,19	103,00	3,38	2,44	979,75
Vmin	250,00	25,14	24,87	3,19	98,50	3,01	2,15	869,41
C.V.	0,00	0,06	2,44	0,00	1,70	4,36	4,50	4,56

Tabla 6.6 Resultados de las probetas encoladas (MATERIAL C) ensayadas utilizando el útil Side-Clamped beam fix.

<b>BISAGRAS</b>								
PROBETA Nº	DIMENSIONES PROBETAS (mm)					Energía en máxima tracción (J)	Energía (J)	$G_{IC}$ (J/m <sup>2</sup> )
	Longitud (a)	Ancho (b)	Longitud film (c)	Espesor (t)	Longitud final grieta			
<b>1</b>	250	25,14	26,13	3,18	100,5	3,37	2,38	944,83
<b>2</b>	250	25,15	24,90	3,18	100,5	3,34	2,29	907,17
<b>3</b>	250	25,13	25,23	3,18	101,5	3,37	2,37	932,50
<b>4</b>	250	25,19	26,14	3,18	98,0	3,08	2,14	868,19
<b>5</b>	250	25,03	26,30	3,18	100,0	3,28	2,31	923,89
<b>6</b>	250	25,18	26,40	3,18	99,5	3,31	2,38	950,82
<b>Media</b>	250,00	25,14	25,85	3,18	100,00	3,30	2,32	<b>921,23</b>
<b>Dstand</b>	0,00	0,06	0,63	0,00	1,18	0,11	0,09	<b>30,26</b>
<b>Vmax</b>	250,00	25,19	26,40	3,18	101,50	3,38	2,39	<b>950,82</b>
<b>Vmin</b>	250,00	25,03	24,90	3,18	98,00	3,08	2,14	<b>868,19</b>
<b>C.V.</b>	0,00	0,23	2,42	0,00	1,18	3,34	4,04	<b>3,28</b>

*Tabla 6.7 Resultados de las probetas de encoladas (MATERIAL C) ensayadas utilizando las Bisagras.*

Los resultados obtenidos en el laboratorio son más acordes con los resultados de los ensayos anteriores.

A pesar que los resultados numéricos de los ensayos con las bisagras y con el útil Side-clamped beam fix son idénticos, se observó, que tanto en los ensayos con probetas de delaminación como en los ensayos realizados con las probetas encoladas la forma de las curvas Fuerza-Desplazamiento del actuador de ambos útiles eran diferentes (ver Figura 6.6 y Figura 6.7)

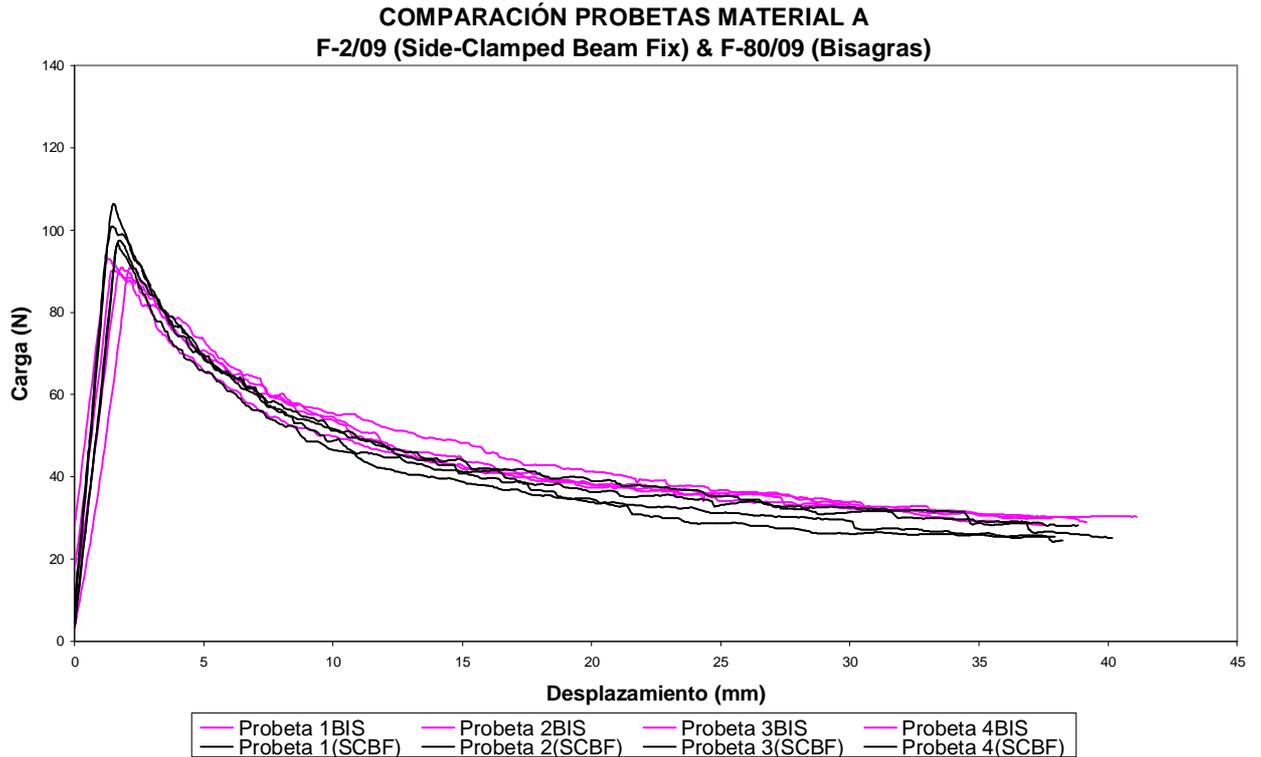


Figura 6.6 Comparativa de las gráficas obtenidas con las probetas de delaminación MATERIAL A

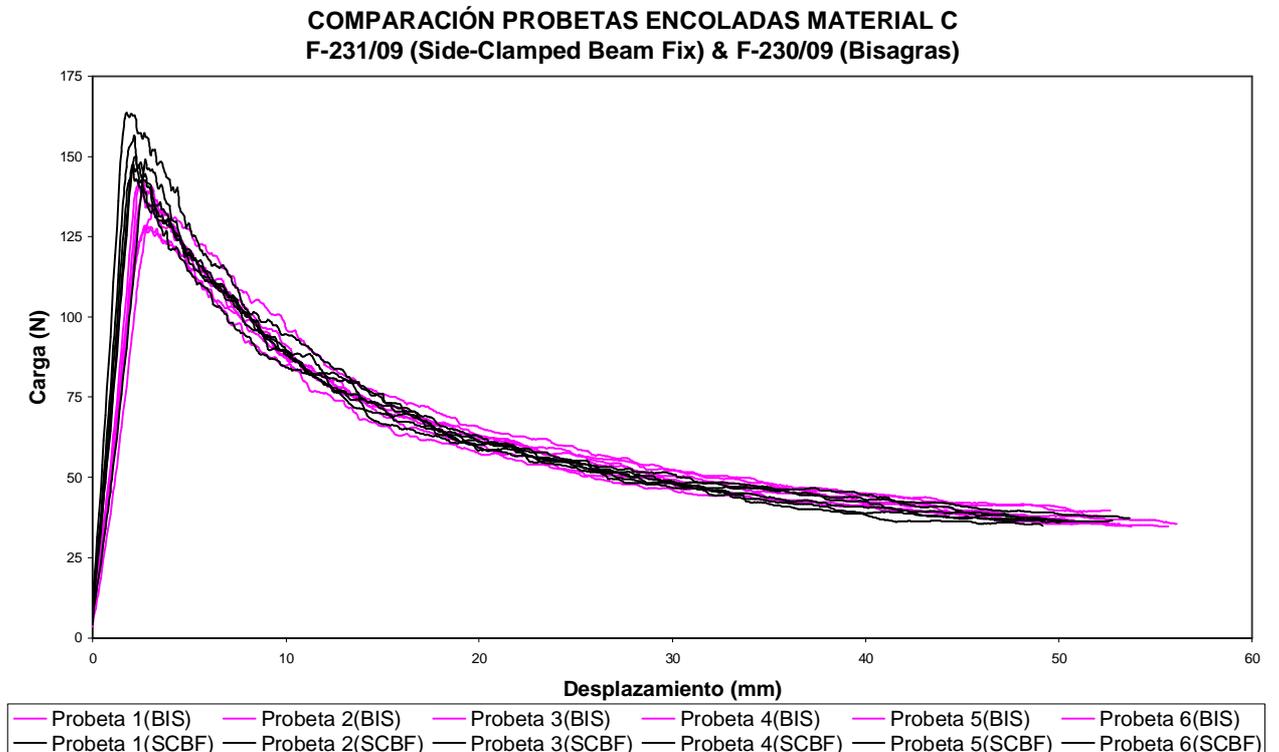


Figura 6.7 Comparativa de las gráficas obtenidas con las probetas encoladas MATERIAL C

En ambas gráficas se puede apreciar que las probetas ensayadas con el útil Side-clamped beam fix presentan el pico de carga máxima superior al que se produce en las probetas que han sido ensayadas utilizando las bisagras. También se observó que las probetas ensayadas con bisagras, una vez superado el pico de carga máxima, tienden a presentar valores ligeramente superiores de carga que las probetas ensayadas con el nuevo útil. Esta diferencia puede deberse a las diferencias en el amarre existentes entre ambos útiles. Por un lado, la superficie que permanece en contacto entre la probeta ensayada y los útiles es mayor cuando utilizamos los útiles Side-clamped beam fix. Por otro lado también conviene recordar que cuando se utilizan las bisagras la distribución de tensiones es superficial mientras que con el nuevo útil el amarre se produce por los laterales de la probeta.

Con el útil Side-Clamped Beam fix modificado la superficie en contacto con la probeta era la misma que con cuando se utilizan las bisagras sin embargo y como ya se ha comentado la utilización de este útil requería la aplicación de un par de apriete excesivo que podía provocar delaminaciones en las probetas y además y quizás influenciados por estas delaminaciones los resultados de los ensayos eran ligeramente menos semejantes que los obtenidos con el útil Side-Clamped Beam fix.

A pesar de estas diferencias en las gráficas los valores obtenidos de  $G_{IC}$  son como ya se ha visto prácticamente idénticos.

Por otro lado una de las principales ventajas que inicialmente se pensaba se conseguirían utilizando este útil en lugar del útil actualmente aceptado por las especificaciones de la compañía Airbus era que supondría un importante ahorro de TIEMPO, ya que, como hemos visto, no requiere la adhesión de las probetas al útil como ocurre con las bisagras, con lo que pensábamos ahorraríamos tiempo tanto en la preparación de las probetas previas al ensayo (proceso de preparación superficial, limpieza, pegado de las bisagras y curado del adhesivo), como en el post-ensayo ya que no tendríamos ni que despegar las bisagras de las probetas ni proceder a la limpieza de estas para poder seguir utilizándolas en ensayos posteriores.



- Los tiempos medios invertidos en cada una de las operaciones necesarias para utilizar las bisagras, suponiendo que como suele ocurrir las bisagras no se despegan se pueden observar en la Tabla 6.8.

<b>BISAGRAS</b>		
Operaciones	Tiempos medios invertidos por probeta (segundos)	Tiempos medios invertidos mínimos <sup>1)</sup> (segundos)
1. Preparación Superficial	60	–
2. Limpieza de las superficies	40	20
3. Pegado de las bisagras	260	260
4. Curado del adhesivo <sup>2)</sup>	7200 (2 horas)	7200 (2 horas)
<b>TIEMPO TOTAL EMPLEADO</b>	<b>2 horas 5 minutos</b>	<b>2 horas 4 minutos y 40 segundos</b>

**Tabla 6.8** *Tiempos medios invertidos en las operaciones necesarias para utilizar las bisagras*

- 1) La severidad de la preparación superficial depende de la rugosidad de las superficies de las probetas. En ocasiones no es necesarias ya que la superficie de las probetas es suficientemente lisa.
- 2) Normalmente se preparan todas las probetas que se pretenden ensayar a la vez para que curen todas a la vez de manera que el tiempo total empleado cuando se prepara un grupo de 6 probetas es de:
  - 2 horas y 38 minutos suponiendo que las probetas necesitan una preparación superficial normal, es decir necesitan ser lijadas
  - 2 horas y 30 minutos si las probetas no requieren ser lijadas

Durante el tiempo de curado del adhesivo se pueden estar realizando otras tareas en el laboratorio

Además en esta tabla no se ha tenido en cuenta el tiempo que se emplea en el despegue de las bisagras ni en la limpieza de las bisagras una vez han finalizado los ensayos y se han despegado de todas bisagras de las probetas ya ensayadas:

- En el despegue de las 2 bisagras utilizadas para ensayar una probeta se emplean unos 30 segundos.
  - La limpieza consiste en introducir las bisagras durante un mínimo de 4 horas en un baño de dimetilformamina. Este disolvente se utiliza para eliminar los restos que hayan quedado en las bisagras tanto del adhesivo utilizado, como los restos de fibras.
  - Una vez las bisagras están limpias de resto son aclaradas con agua y posteriormente se tienen que dejar secar antes de poder ser utilizadas de nuevo.
- Los tiempos medios invertidos en cada una de las operaciones necesarias para la utilización del útil Side-Clamped Beam fix se observan en la Tabla 6.9.

<b>SIDE-CLAMPED BEAM FIX</b>	
Operaciones	Tiempos medios invertidos por probeta (Segundos)
1. Posicionamiento del útil	35
2. Liberación probeta ensayada	20
<b>TIEMPO TOTAL EMPLEADO</b>	<b>55</b>

**Tabla 6.9** *Tiempos medios invertidos en las operaciones necesarias para utilizar el útil Side-clamped beam fix.*

Estos datos suponen un **ahorro en el tiempo de montaje** de cada probeta de un 99% si se consideran los tiempos de curado del adhesivo y de cómo mínimo un **81%** sin no son considerados estos.

## 7 CONCLUSIONES.

El objetivo que se propuso al iniciar este proyecto era la mejora del método de ensayo que se viene utilizando para la determinación de la tenacidad a la fractura interlaminar modo I. Para la consecución de este objetivo se planteó el estudio de un nuevo útil SIDE-CLAMPED BEAM FIX con la pretensión de convertirlo en una alternativa al útil actualmente aceptado según las especificaciones técnicas de ensayos de la compañía Airbus (AITM's). El útil SIDE-CLAMPED BEAM FIX podría facilitar y agilizar la realización del ensayo de  $G_{IC}$  tan ampliamente utilizado en la industria aeronáutica, especialmente en la evaluación de las uniones encoladas.

Una vez analizados los resultados se puede afirmar:

- ✓ Los resultados numéricos de los ensayos utilizando el útil Side-Clamped beam fix no varían respecto a los resultados que se obtienen utilizando las bisagras. Este resultado constituye el punto crítico ya que, en caso de que los resultados utilizando ambos útiles no fueran semejantes, a pesar de las numerosas ventajas que pudiera presentar el útil Side-Clamped beam fix, su validación, objeto de este proyecto, no sería posible.

El hecho de que las gráficas obtenidas con las bisagras y con el útil Side-Clamped Beam fix muestren una tendencia ligeramente diferente no influye en la validación del útil ya que el propósito de este ensayo es medir la resistencia de los laminados de fibra de carbono a la propagación de grietas y la resistencia que se obtiene es la misma, ya sea utilizando las bisagras o el nuevo útil. Esta tendencia ligeramente diferente puede ser:

Debido al diferente amarre de la probeta por lo que la distribución de cargas en la probeta es diferente. Con las bisagras el amarre se produce en la superficie de la probeta utilizando un adhesivo, por lo que la distribución de cargas es superficial. Con el útil Side-Clamped Beam fix, como se observa en la Figura 7.1, el amarre se

produce en los laterales de la probeta mediante un sistema de cuñas que mediante la aplicación de un par de apriete permite la correcta fijación del útil a la probeta.

Debido a la diferente geometría de ambos útiles.

Sin embargo, la diferencia en las gráficas, como ya se ha mencionado no era objeto de este proyecto. El objeto de este proyecto era la validación del útil y, con los resultados obtenidos en los ensayos, se puede concluir que el útil es válido para realizar los ensayos de tenacidad a la fractura en laminados de fibra de carbono.



*Figura 7.1* Detalle del amarre de las probetas con el útil *Side-Clamped Beam fix*

- ✓ El útil *Side-Clamped beam fix* supone un **gran ahorro de tiempo** hasta del 99% como se ha visto en la realización de los ensayos, como se puede comprobar con los tiempos medios que se midieron durante la realización de los ensayos en el laboratorio:
- ✓ El nuevo útil también supone un **ahorro de material** necesario para la realización del ensayo. Con una sola pareja de útiles se pueden ensayar todas las probetas, mientras que cuando se utilizan las bisagras son necesarias dos bisagras por probeta. Con el nuevo útil tampoco son necesarias:

- Lijas (necesarias con las bisagras para la preparación superficial de la zona de las probetas donde se realizará la unión)
  - Disolvente para la limpieza de estas superficies (MEK).
  - Pegamento de contacto.
  - Tenazas para aplicar presión sobre las bisagras una vez realizada la unión
  - Disolvente para proceder a la limpieza de las bisagras (dimetilformaamida)
- ✓ Sin embargo los ensayos no son más semejantes, como cabía esperar, al no depender de la calidad de la adhesión entre el útil y la probeta que cuando se utilizan las bisagras. Con los resultados que se han obtenido se puede afirmar que son ligeramente menos semejantes ya que en todos los ensayos se han obtenido errores y coeficientes de variabilidad algo mayores utilizando el útil Side-Clamped Beam fix que cuando se utilizan las bisagras.
- ✓ Con el útil Side-clamped beam fix se pueden realizar ensayos a altas temperaturas. Con las bisagras esto también era posible pero presentaba la problemática de encontrar un pegamento de contacto, para realizar la unión entre las bisagras y la probeta, capaz de trabajar a altas temperaturas. Por esta razón los ensayos de tenacidad a la fractura con las bisagras son habitualmente a temperatura ambiente y en contadas ocasiones a diferentes temperaturas. Con el útil Side-clamped beam fix esta unión pasa a ser una unión mecánica, lo que no presenta esta problemática.

## 8 **BIBLIOGRAFÍA.**

[1] [www.airbus.com](http://www.airbus.com)

[2] [www.wikipedia.es](http://www.wikipedia.es)

[3] “Curso de materiales compuestos, módulo avanzado”. Materiales y procesos. Airbus España .

[4] [www.eads.com](http://www.eads.com)

[5] [www.inta.es](http://www.inta.es)

[6] Antonio Miravete. “*Materiales Compuestos*”. Antonio Miravete (2000).

[7] [www.aemac.org](http://www.aemac.org)

[8] S.H. Goodman. “*Handbook of Thermoset Plastics*”. Noyes Publications, Westwood (1998).

[9] S.G. Prolongo. “*Termoestables Híbridos Orgánico-Inorgánicos: Síntesis, Caracterización y Propiedades*”. Tesis Doctoral, UCM (2003)

[10] [www.netcomposites.com](http://www.netcomposites.com)

[11] I+D-E 290 “*Ensayo de tenacidad a la fractura interlaminar sobre estratificados de fibra de carbono*”

[12] [www.ndt-ed.org](http://www.ndt-ed.org)

[13] AITM 1.0005: *Carbon Fiber Reinforced Plastics - “Determination of interlaminar fracture toughness energy Mode I  $G_{IC}$ ”*



- [14] AITM 1.0053: *Carbon Fiber Reinforced Plastics - "Determination of fracture toughness energy of bonded joints Mode I  $G_{IC}$ "*
- [15] Elio Pajares "User's manuals of the Side-Clamped Beam Fixture (SCB)" Airbus.
- [16] I+D-P-233 "Fabricación de estructuras con materiales compuestos de fibra de carbono (Laminados y "Sandwich")" (2007)
- [17] M.A. Llorente Uceta, A.H. Subyaga. "Técnicas de caracterización de polímeros". UNED, Madrid (1991).
- [18] ISO 15024: "Fibre-reinforced plastic composites-Determination of the mode I interlaminar fracture toughness,  $G_{IC}$ , for unidirectionally reinforced materials"
- [19] EN 2565 "Preparation of carbon fibre reinforced resin panels for test purposes" (1993)
- [20] B.R.K. Blackman, A.J.Kinloch, M. Paraschi, W.S.Teo "Measuring the mode I adhesive fracture energy,  $G_{IC}$ , of structural adhesive joint: the results of an international round-robin" International Journal of Adhesion&Adhesives (2003)
- [21] R.Olsson "A simplified improved beam analysis of the DCB specimen"
- [22] J.Renart "Literature review on análisis and simulation of adhesive joint" Airbus (2006).
- [23] M.J. Mathews, R.S. Swanson "Characterization of the interlaminar fracture toughness of a laminated carbon/epoxy composite" Composite Science and Technology (2006)
- [24] A.B. de Morais, M.F. de Moura, A.T. Marques, P.T. de Castro "Mode-I interlaminar fracture of carbon/epoxy cross-ply composites" Composite Science and Technology (2006)

