

# **LECTURAS COMPLEMENTARIAS**

## **Materiales Compuestos**

**Autor: Santiago Poveda Martínez**

# **REPRESENTACIÓN NORMALIZADA DE PIEZAS DE MATERIAL COMPUESTO**

**Autor: Santiago Poveda Martínez**

# MATERIALES COMPUESTOS

## Definición

Se entiende por materiales compuestos aquellos formados por dos o más materiales distintos sin que se produzca reacción química entre ellos.

En todo material compuesto se distinguen dos componentes:

- *la MATRIZ*, componente que se presenta en fase continua, actuando como ligante
- *el REFUERZO*, en fase discontinua, que es el elemento resistente.

Ejemplos sencillos y conocidos por todos de materiales compuestos son el hormigón y los neumáticos. Aquí, sin embargo, nos centraremos en el estudio de los llamados MATERIALES COMPUESTOS AVANZADOS, que son los que se utilizan para la fabricación de elementos estructurales.

## Clasificación

Una primera clasificación es la que analiza el tipo de matriz, distinguiéndose los siguientes tipos:

- materiales compuestos de *matriz METÁLICA* o MMC (METAL MATRIX COMPOSITES),
- materiales compuestos de *matriz CERÁMICA* o CMC (CERAMIC MATRIX COMPOSITES),
- materiales compuestos de *matriz de CARBON*
- materiales compuestos de *matriz ORGÁNICA* o **RP (REINFORCED PLASTICS)** y dentro de estos, son los más utilizados:
  - los CFRP (CARBON FIBER REINFORCED PLASTICS) o materiales compuestos de fibra de carbono con matriz orgánica,
  - los GFRP (GLASS FIBER REINFORCED PLASTICS) o materiales compuestos de fibra de vidrio con matriz orgánica.

En lo que a los *refuerzos* se refiere, los hay de dos tipos:

- *FIBRAS*, elementos en forma de hilo en las que la relación  $L/D > 100$ ,
- *CARGAS*, el resto, utilizadas en elementos de poca responsabilidad estructural.

Tal y como se han resaltado, los materiales compuestos más utilizados son los de matriz orgánica y refuerzos en forma de fibras. En los siguientes apartados se analizan con más detalle ambos tipos de componentes.

## Matrices orgánicas

Antes de describir los distintos tipos de matrices orgánicas, conviene repasar cuales son las funciones que debe cumplir la matriz. Estas son:

- Dar estabilidad al conjunto, transfiriendo las cargas al refuerzo.
- Proteger al refuerzo del deterioro mecánico y químico.

- Evitar la propagación de grietas.

Para todo ello, se debe dar una buena adherencia entre la matriz y el refuerzo.

Las matrices orgánicas (más vulgarmente conocidas como plásticos) pueden ser:

- TERMOPLÁSTICOS, usadas en aplicaciones de bajos requisitos, aunque se están empezando a emplear termoplásticos avanzados para altas prestaciones.
- ELASTOMEROS, utilizadas en neumáticos y cintas transportadoras,
- DUROPLÁSTICOS o TERMOESTABLES, las más empleadas en materiales compuestos de altas prestaciones.

Entre los duro plásticos, también denominados RESINAS (todos ellos necesitan un proceso de curado para alcanzar su estructura reticulada) encontramos los siguientes tipos de materiales para matrices:

- EPOXIS, que son las de uso más general en altas prestaciones, con una temperatura máxima de uso en torno a los 170'.

Como ejemplo, podemos citar la M18 de CIBA (HEXCEL).

- BISMALEIMIDAS (BMI), para altas temperaturas (hasta 250°), utilizada, por ejemplo en los bordes de ataque de las alas del Eurofighter-2000.
  - o Ejemplo: 5250 de CYTEC.
- POLIAMIDAS (PI), también para aplicaciones de altas temperaturas, en el entorno de los 300°.
- FENOLICAS, resistentes al fuego. Utilizadas, por ejemplo, en mamparas contra incendios y paneles interiores de aviones.
- POLIÉSTERES, poco usados por sus bajas características mecánicas. Además, absorben mucha agua y se contraen al curar.
- CIANOESTERES, utilizadas en aplicaciones radioeléctricas (antenas), ya que presentan baja absorción de humedad y buena "tangente de pérdidas" (característica radioeléctrica de los materiales).

Ejemplo: RS3 de YLA.

## Fibras.

Los principales tipos de fibras utilizados como refuerzo, en lo que al material que las compone se refiere, son:

- FIBRAS DE VIDRIO, de gran resistencia a tracción, duras, resistentes al ataque químico y flexibles.

Se elaboran a partir de la sílice (del 50% al 70% de su composición) y se le añaden otros componentes en función de las propiedades deseadas, distinguiéndose:

- VIDRIO-E, para aplicaciones generales.

- VIDRIO-S, para mayor resistencia y rigidez.
  - VIDRIO-C, para estabilidad química.
  - VIDRIO-M, para muy alta rigidez.
  - VIDRIO-D, para muy baja constante dieléctrica.
- FIBRAS DE CARBONO<sub>2</sub> de muy alta resistencia y rigidez, por la estructura cristalográfica del grafito.

Se distinguen los siguientes tipos:

- De muy alto módulo (para aplicaciones que requieran rigidez, 500 GPa de Módulo elástico)
  - De alto módulo (400 GPa)
  - De módulo intermedio (300 GPa)
  - De alta resistencia (200 GPa)
- FIBRAS CERÁMICAS, de cuarzo o sílice. Flexibles y con muy bajo alargamiento y gran resistencia al choque térmico. Se utilizan en estructuras radio transparentes.
- FIBRAS ORGÁNICAS<sub>2</sub> obtenidas a partir de polímeros.

La más utilizada es el **KEVLAR**® de DUPONT (**POLIARAMIDA**) de fibras con las siguientes características:

- muy rígidas,
  - coeficiente de dilatación térmica longitudinal nulo,
  - baja densidad,
  - radio transparente,
  - con excelente resistencia al impacto.
- FIBRAS DE BORO.
- FIBRAS METÁLICAS, de aluminio, acero y titanio, más densas que las anteriores, y de elevado coste.

## Presentación de las fibras

Independientemente del tipo de material en que estén hechas, las fibras pueden presentarse en forma de:

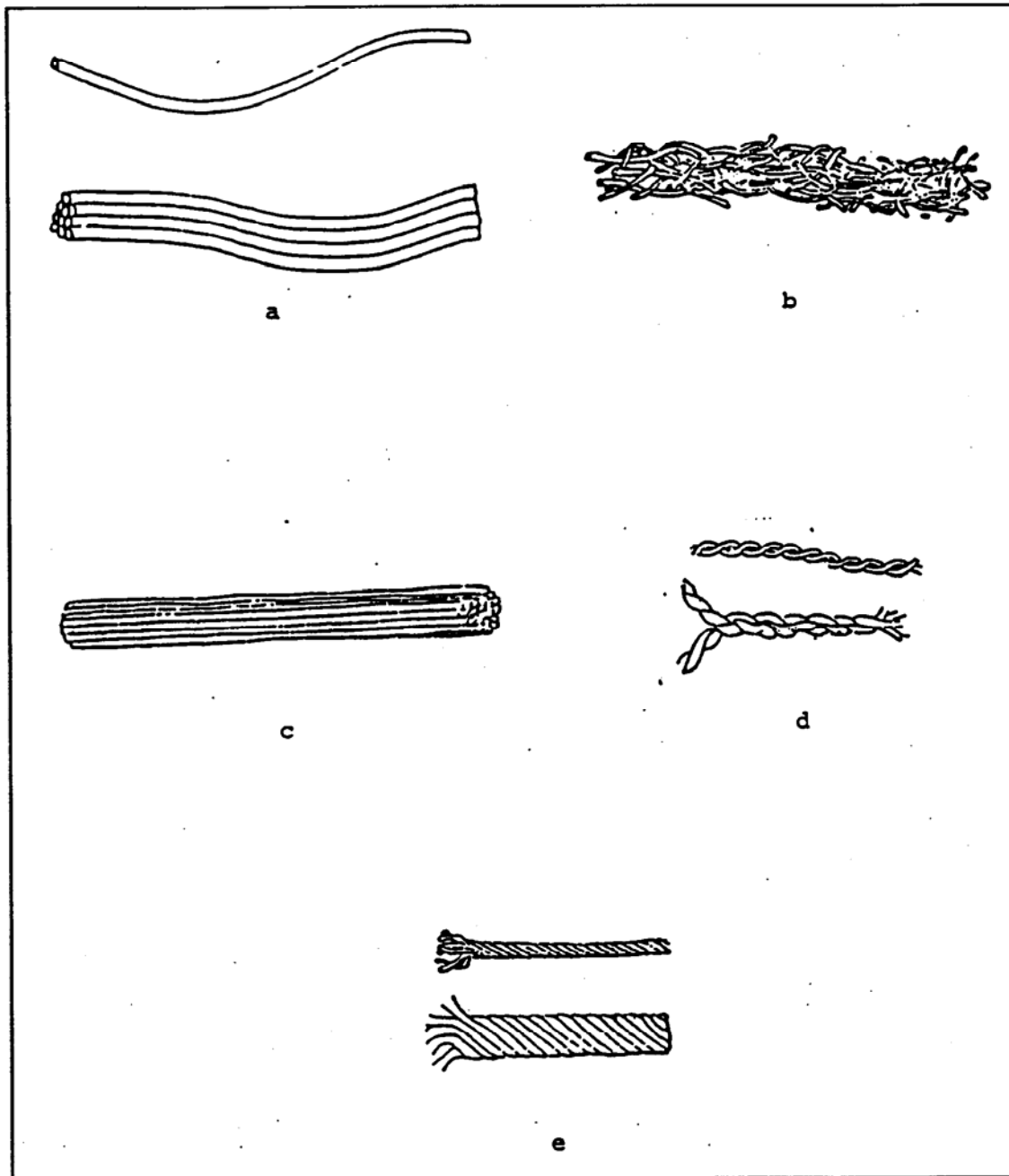
HILOS, conjunto de fibras asociadas en un cilindro de diámetro uniforme y longitud indefinida.

Dos o más hilos se pueden retorcer sobre sí mismos y formar hilos más gruesos.

Su densidad se expresa como el peso en gramos de 9.000 metros de hilo (DERNIER).

Su resistencia, denominada tenacidad, se mide en gramos por DERNIER.

La figura siguiente muestra algunas formas de presentación de hilos.



Diversas formas de presentación de los hilos:

- a) uno o más filamentos continuos
- b) filamento no continuo o fibras cortadas
- c) filamento continuo, unido sin torsión
- d) hilos simples o doblados, retorcidos juntos
- e) muchos hilos doblados juntos.

**CINTAS ("TAPES")**, hilos dispuestos paralelos en forma unidireccional.

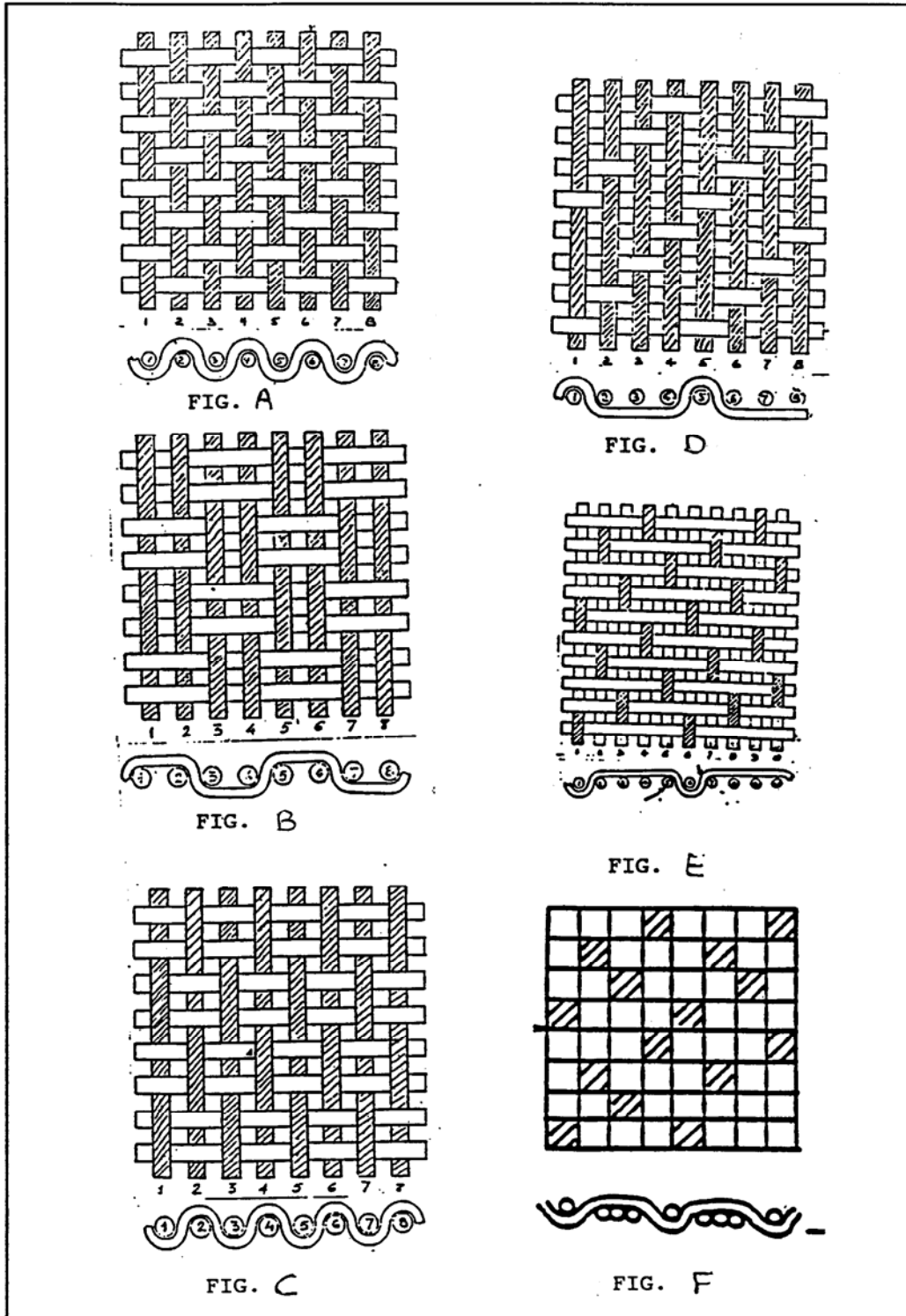
Sólo se presentan en forma de preimpregnados, en los que el refuerzo viene impregnado en resina sin polimerizar en estado semilíquido y sirve como ligante de los hilos.

**FIELTROS**, hilos continuos o cortados depositados de forma multidireccional, aleatoriamente.

**TEJIDOS ("FABRICS")**, productos en los que los hilos se entrelazan perpendicularmente.

Según la forma de cruzarse, los tejidos se denominan (ver figura)

- TAFETÁN (A)
- ESTERILLA (B)
- SEMIESTERILA (C)
- SARGA (D)
- RASO (E)
- SATÉN DE ESPIGUILLA (F)



## Preimpregnados

mencionadas en el apartado anterior, impregnado con una resina termoestable que polimeriza bajo unas determinadas condiciones.

En estos casos, la resina se encuentra en un estado intermedio de curado y precisa de un procesado final para su completa polimerización y reticulación.

En los preimpregnados, además de:

- el *tipo de resina* que va a formar la matriz
- el *tipo de refuerzo (material y presentación)*

es necesario conocer también:

### **CONTENIDO, EN PORCENTAJE TOTAL DE PESO, DE LA RESINA.**

Es un dato muy importante, pues durante el proceso de curado no se podrá añadir más cantidad de resina y, aunque es posible eliminar parte de ella (lo que se conoce como "*sangrado*" siempre resulta poco conveniente debido a la dificultad de determinar la cantidad exacta que realmente "sangra")

Estos materiales deben almacenarse en condiciones especiales de temperatura y humedad (a temperaturas bajo cero) para evitar el curado de forma indeseada.

En la tabla se muestran algunas designaciones comerciales de preimpregnados, junto al fabricante del mismo.

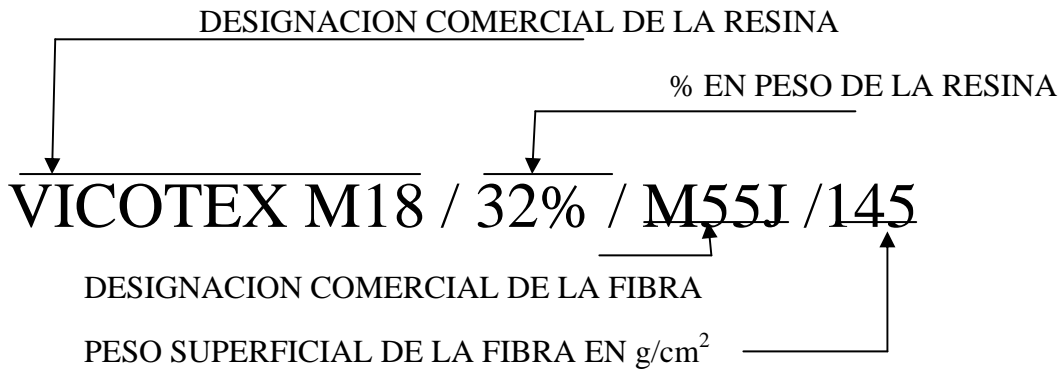
En las figuras las páginas siguientes se analizan en detalle dos designaciones, describiendo el significado de cada uno de los campos de la designación.

| DESIGNACION                           | FABRICANTE          |
|---------------------------------------|---------------------|
| LTM 16 Tejido de CFRP                 | Advanced Composites |
| LTM 16 GEL-COAT                       | Advanced Composites |
| CYCOM 950-1 Kevlar 120                | CYANAMID            |
| CYCOM 765137%/M55J-070-300            | CYANAMID            |
| HERCULES 8552 UHM Cinta               | HERCULES            |
| HEXCEL F161 Kevlar 120                | HEXCEL              |
| SYNCORE XHC 9823 U46                  | Hysol               |
| SYNCORE HC 9823 K60                   | Hysol               |
| RS12 XNSO 1/2k 5h S                   | YLA                 |
| RS-3M K49 108                         | YLA                 |
| RS-3M Kevlar 49                       | YLA                 |
| RS-3M Kevlar 285                      | YLA                 |
| RS-3M Kevlar 120                      | YLA                 |
| RS-3M K49                             | YLA                 |
| RS-3M T300 fino                       | YLA                 |
| RS-3M ASTROQUARTZ                     | YLA                 |
| RS-3M Vidrio hueco                    | YLA                 |
| ERS-1939.3-M55J                       | AMOCO               |
| 950-I/M55J 070-075                    | CYANAMID            |
| M 18132 %134MO0 J 12K                 | BROCHIER            |
| VICOTEX 1457/60%) /G80 1              | BROCHIER            |
| VICOTEX.914145%/9842 Tejido poliéster | BROCHIER            |



Designaciones comerciales de preimpregnados y su fabricante.

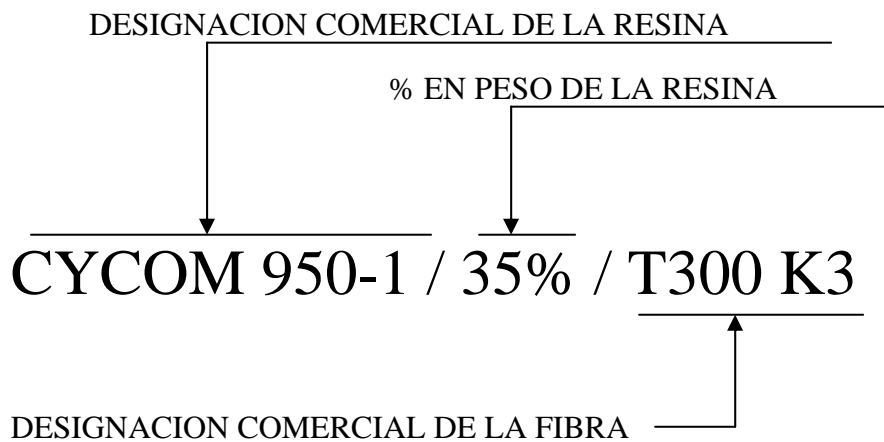
Preimpregnado en cinta "tape prepeg" ejemplo designación:



Nota:

es una cinta de carbono de alto modulo (m55j) preimpregnada con resina épxi modificada (m18) de curado a 180°, fabricada por ciba-brochier, actualmente absorbidas por Excel. Espesor: 0.125 mm

Preimpregnado en tejido "fabric prepeg" ejemplo designacion:



Nota:

Es un tejido bidireccional de 130° preimpregnado con resina epoxi 950-1 de curado a 1250, fabricada por cytec. Espesor: 0.195 mm

# PIEZAS MONOLÍTICAS EN MATERIALES COMPUESTOS DE **MATRIZ ORGÁNICA.**

## Definición.

En este apartado analizaremos cual es la información gráfica necesaria para definir y fabricar una pieza monolítica de material compuesto de matriz orgánica.

Se trata de piezas construidas enteramente con material compuesto estructural, fundamentalmente:

- fibra de carbono (en tejido o cinta) embebida en matriz orgánica (resina epoxi, principalmente), es decir plásticos reforzados con fibra de carbono (CFRP, Carbon Fiber Reinforced Plastics).
- fibra de vidrio, de igual forma, es decir plásticos reforzados con fibra de vidrio (GFRP, Glass Fiber Reinforced Plastics)
- fibra de aramida (KEVLAR 0) embebida en matriz orgánica

En cualquiera de los casos se trata de piezas formadas por telas (de cinta o tejido, secos o preimpregnados, según sea el proceso de fabricación) superpuestas con unas orientaciones determinadas, con vistas a obtener las características especificadas para cada pieza.

## **Representación gráfica**

Como en toda pieza, sea cual sea el material en que se fabrique, es necesario definir su forma geométrica, utilizando las vistas, secciones y detalles necesarios, en los que se indicaran las dimensiones, tolerancias, tolerancias geométricas y acabados superficiales.

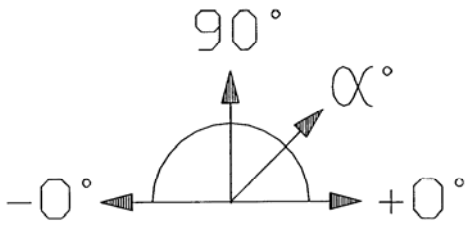
Pero, en el caso de las piezas fabricadas en materiales compuestos es necesario indicar de alguna manera en el plano datos fundamentales para que la pieza sea como su función requiere y el diseñador defina.

Estos datos son los relativos a la configuración de las capas de material que forman la pieza:

- Orientación de las fibras en cada capa
  - Disposición y ubicación de las capas.
- a) Orientación de las fibras.

Sobre alguna de las caras de la pieza ha de indicarse cuál es "el cero" de referencia para la orientación de las fibras, tanto en las cintas como en el tejido.

Para que no haya lugar a dudas, se marca la dirección de 0', la de 90' y la llamada  $-0^\circ$ , tal y como muestra el símbolo de la figura.



Símbolo para indicar la orientación de referencia.

a) Disposición de las capas

Tal y como ya se ha comentado, este tipo de piezas están formadas por un empilado de capas que se van colocando con las orientaciones necesarias para obtener las características de rigidez o tenacidad necesarias.

La secuencia de empilado y la orientación de cada una de las capas se indica con:

- Unas flechas o banderas que indican la secuencia de empilado, numerando las capas.
- Una tabla que identifica cada capa con su orientación (normalmente 0, 90°, 45°, -45°, 60°, -60'), material, cantidad y espesor.

Existe una gran variedad de criterios a la hora de establecer las indicaciones anteriores, dependiendo no sólo de cada empresa, sino a veces de quién hace el plano, aunque se tiende a la normalización de las mismas.



| CAPA | CANT. | DIRECCION FIBRA | MATERIAL            | ESPESOR |
|------|-------|-----------------|---------------------|---------|
| 1    | 1     | 60°             | M55J/CYCOM<br>950-1 | 0.070   |
| 2    |       | 0°              |                     |         |
| 3    |       | -60°            |                     |         |
| 4    |       | -60°            |                     |         |
| 5    |       | 0°              |                     |         |
| 6    |       | 60°             |                     |         |
| 7    |       | 60°             |                     |         |
| 8    |       | 0°              |                     |         |
| 9    |       | -60°            |                     |         |
| 10   |       | -60°            |                     |         |
| 11   |       | 0°              |                     |         |
| 12   |       | 60°             |                     |         |

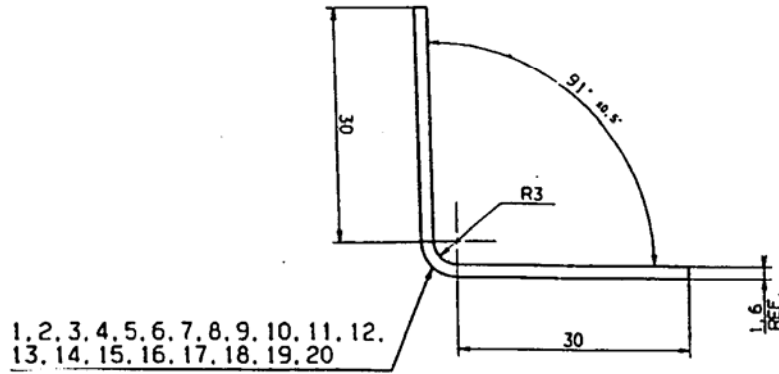
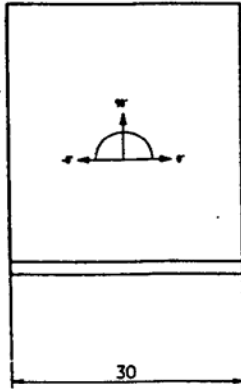
Indicación de la secuencia de empilado.

c) Ejemplos

Las formas geométricas, configuraciones, orientaciones y espesores, de las piezas que se fabrican con materiales compuestos de matriz orgánica son muy variadas, en función de las aplicaciones.

Como ejemplos de piezas monolíticas de materiales compuestos, y complicando cada vez más la pieza, podemos citar los siguientes ejemplos:

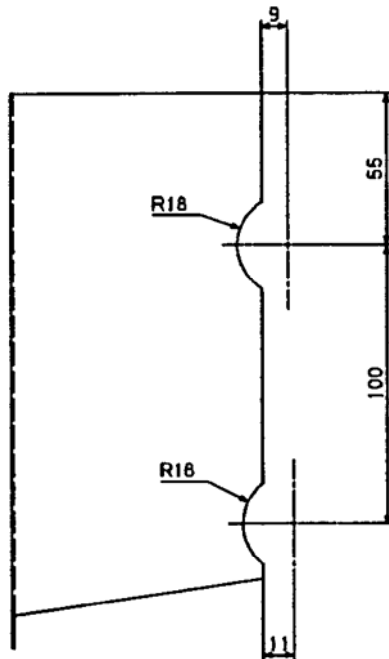
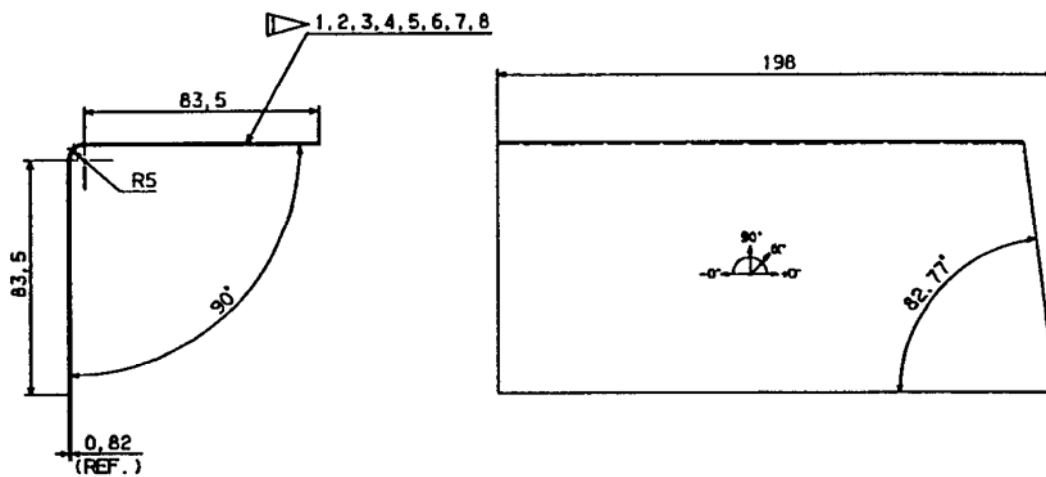
- Escuadra de KEVLAR 0, con 20 capas de tejido de 0.08 mm de espesor por capa, que se muestra en la figura (nótese que el espesor se acota con la anotación REF., pues se trata de una orientación, pues depende del proceso de curado).



1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12.  
13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20

| LAYER | QUANT. | FIBER<br>DIRECC. | MAT.                                 | THK. |
|-------|--------|------------------|--------------------------------------|------|
| 1     | 1      | (±45°)           | LMR 120PT<br>KEVLAR 49<br>EX-1515.38 | 0.08 |
| 2     |        | (0°/90°)         |                                      |      |
| 3     |        | (±45°)           |                                      |      |
| 4     |        | (0°/90°)         |                                      |      |
| 5     |        | (±45°)           |                                      |      |
| 6     |        | (0°/90°)         |                                      |      |
| 7     |        | (±45°)           |                                      |      |
| 8     |        | (0°/90°)         |                                      |      |
| 9     |        | (±45°)           |                                      |      |
| 10    |        | (0°/90°)         |                                      |      |
| 11    |        | (0°/90°)         |                                      |      |
| 12    |        | (±45°)           |                                      |      |
| 13    |        | (0°/90°)         |                                      |      |
| 14    |        | (±45°)           |                                      |      |
| 15    |        | (0°/90°)         |                                      |      |
| 16    |        | (±45°)           |                                      |      |
| 17    |        | (0°/90°)         |                                      |      |
| 18    |        | (±45°)           |                                      |      |
| 19    |        | (0°/90°)         |                                      |      |
| 20    |        | (±45°)           |                                      |      |

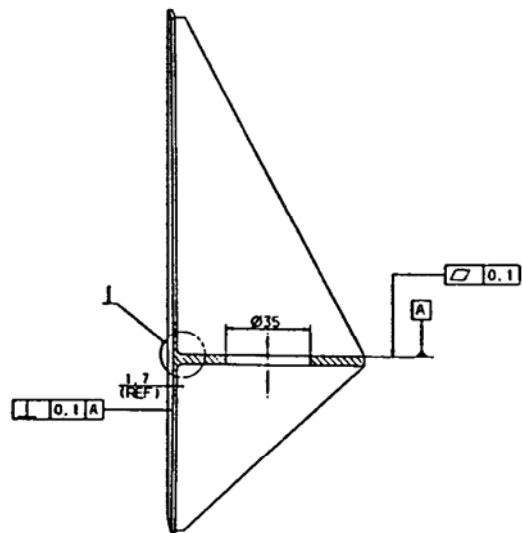
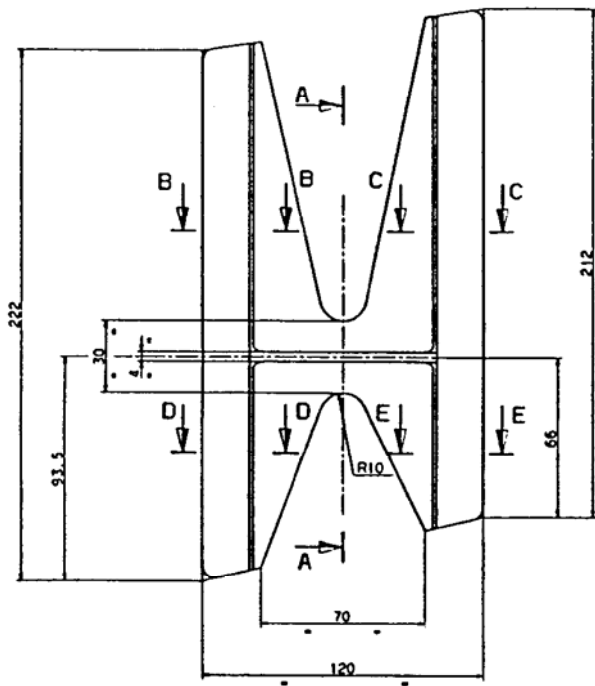
Escuadra de fibra de carbono, con 8 capas de dos materiales distintos:



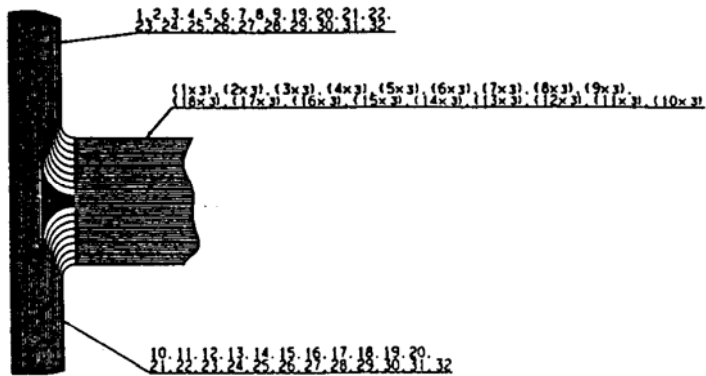
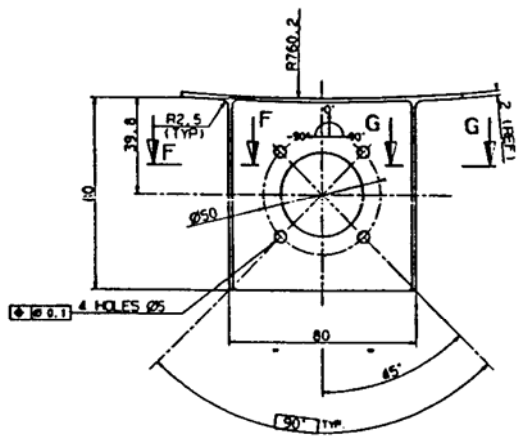
| CAPA | CANT. | DIRECCION FIBRA | MATERIAL               | ESPESOR |
|------|-------|-----------------|------------------------|---------|
| 1    | 1     | 45°             | T300 K/<br>CYCOM 950-1 | 0.200   |
| 2    | 1     | -60°            | M55 J/<br>CYCOM 950-1  | 0.070   |
| 3    |       | 0°              |                        |         |
| 4    |       | 60°             |                        |         |
| 5    |       | 60°             |                        |         |
| 6    |       | 0°              |                        |         |
| 7    |       | -60°            |                        |         |
| 8    | 1     | 45°             | T300 K/<br>CYCOM 950-1 | 0.200   |

- T3003K/CYCOM950-1, tejido de 0.2 mm de espesor, en las capas exteriores 1 y 8, a  $45^0$
- M55J / CYCOM 950-1, cinta de 0.07 mm de espesor en las 6 capas centrales, con configuración (-60,0,60,60,0,-60).

Soporte, también de KEVLAR, de geometría y disposición de capas más compleja.



SECTION A-A



| LAYER | QUANT | FIBER DIRECTION | MAT. | THK. |
|-------|-------|-----------------|------|------|
| 1     |       | 10°/90° W       |      |      |
| 2     |       | (±45°) I        |      |      |
| 3     |       | 10°/90° W       |      |      |
| 4     |       | (±45°) I        |      |      |
| 5     |       | 10°/90° W       |      |      |
| 6     |       | (±45°) I        |      |      |
| 7     |       | 10°/90° W       |      |      |
| 8     |       | (±45°) I        |      |      |
| 9     |       | 10°/90° W       |      |      |
| 10    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 11    |       | (±45°) I        |      |      |
| 12    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 13    |       | (±45°) I        |      |      |
| 14    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 15    |       | (±45°) I        |      |      |
| 16    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 17    |       | (±45°) I        |      |      |
| 18    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 19    |       | (±45°) I        |      |      |
| 20    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 21    |       | (±45°) I        |      |      |
| 22    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 23    |       | (±45°) I        |      |      |
| 24    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 25    |       | (±45°) I        |      |      |
| 26    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 27    |       | (±45°) I        |      |      |
| 28    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 29    |       | (±45°) I        |      |      |
| 30    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 31    |       | (±45°) I        |      |      |
| 32    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 33    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 34    |       | (±45°) I        |      |      |
| 35    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 36    |       | (±45°) I        |      |      |
| 37    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 38    |       | (±45°) I        |      |      |
| 39    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 40    |       | (±45°) I        |      |      |
| 41    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 42    |       | (±45°) I        |      |      |
| 43    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 44    |       | (±45°) I        |      |      |
| 45    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 46    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 47    |       | (±45°) I        |      |      |
| 48    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 49    |       | (±45°) I        |      |      |
| 50    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 51    |       | (±45°) I        |      |      |
| 52    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 53    |       | (±45°) I        |      |      |
| 54    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 55    |       | (±45°) I        |      |      |
| 56    |       | 10°/90° W       |      |      |
| 57    |       | (±45°) I        |      |      |
| 58    |       | 10°/90° W       |      |      |

Adaptador de Carga útil para el Lanzador Ariane 5, construido todo en una sola pieza monolítica de fibra de carbono de alto módulo.

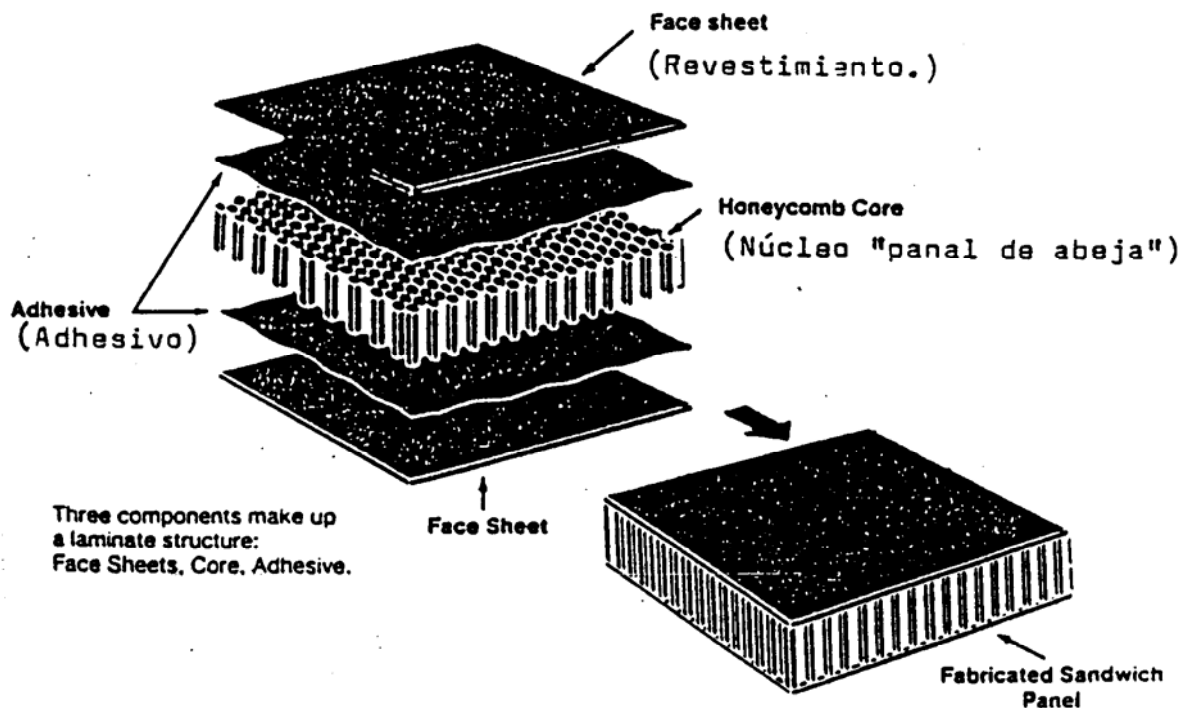
# ESTRUCTURAS SANDWICH

## Definición y componentes

Las estructuras sandwich son las formadas por la adhesión de dos caras, pieles o revestimientos relativamente delgados a un núcleo central espeso y de baja densidad.

Entre las pieles y el núcleo puede o no existir, dependiendo del proceso de fabricación, sendas capas de adhesivo, en forma de película (adhesivo tipo "film").

La figura muestra los tres componentes que se acaban de enunciar y que se describen más detalladamente en los siguientes apartados.



## Componentes de una estructura tipo sandwich.

a) Revestimientos.

Los revestimientos o pieles pueden ser:

- **METÁLICOS**, normalmente chapas de aleaciones de aluminio y, en concreto **AA-7075 T6** y **AA-2024 T3**, de espesor entre 0.2 y 1,5 mm.
- **NO METÁLICOS**, laminados de **materiales compuestos de fibra de carbono, KEVLAR 0, fibra de vidrio.**

En este caso, pueden fabricarse según dos procesos distintos:

- **con pieles precuradas:** se curan previamente las pieles y se pegan después al núcleo.

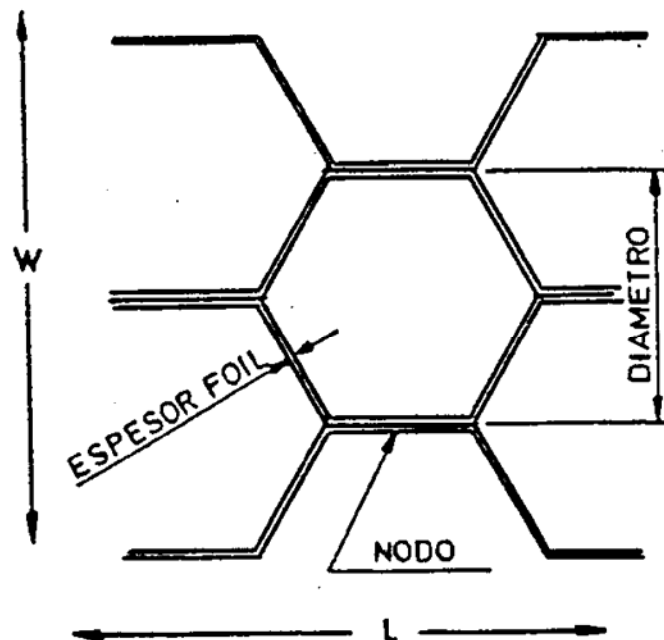
- *por cocurado*, haciendo ambos procesos a la vez (en este caso puede no existir adhesivo, pues es la propia resina del poreimpregnado la que realiza la unión entre las pieles y el núcleo).

b) Núcleos

Los núcleos más utilizados son los de panal de abeja (también se pueden utilizar **espumas o "foams"** de baja densidad) fabricados en aluminio y NOMEX (material compuesto).

La morfología del núcleo (normalmente hexagonal) se define con los siguientes parámetros:

- el **tamaño de la celdilla** (diámetro del círculo inscrito en el hexágono).
- el **espesor** de la lámina.
- la **altura del núcleo**
- la **densidad** en kg/m<sup>3</sup>
- la **dirección longitudinal**, paralela a la línea de nodos (zona de adhesión) también denominada "ribbon direction".



En la tabla de la figura se muestran las designaciones de los núcleos. El significado de cada columna es el siguiente:



| REFERENCIAS AMERICAINES                 | REFERENCES AEROSPATIALE                          | Epaisseur nominale du cilluant en $\mu\text{m}$ | Masse volumique en $\text{kg/m}^3$ |
|---|--|---|------------------------------------|
| 5056 1/8.0007 3.1<br>5056 1/8.001 4.5   | 5056 3.20<br>5056 3.28<br>5056 3.36<br>5056 3.40 | 20<br>28<br>36<br>40                            | 50<br>72<br>80<br>90               |
| 5056 1/8.0015 6.1<br>5056 1/8.002 8.1   | 5056 3.45<br>5056 3.50<br>5056 3.58              | 45<br>50<br>58                                  | 97<br>110<br>130                   |
| 5056 3/16.0007 2.0<br>5056 3/16.001 3.1 | 5056 4.20<br>5056 4.28<br>5056 4.36<br>5056 4.40 | 20<br>28<br>36<br>40                            | 32<br>50<br>58<br>64               |
| 5056 3/16.0015 4.1<br>5056 3/16.002 5.7 | 5056 4.45<br>5056 4.50<br>5056 4.58              | 45<br>50<br>58                                  | 70<br>80<br>91                     |
| 5056 1/4.0007 1.6<br>5056 1/4.001 2.3   | 5056 6.20<br>5056 6.28<br>5056 6.36<br>5056 6.40 | 20<br>28<br>36<br>40                            | 26<br>37<br>40<br>46               |
| 5056 1/4.0015 3.1<br>5056 1/4.002 4.3   | 5056 6.48<br>5056 6.58<br>5056 6.80<br>5056 6.85 | 48<br>58<br>80<br>85                            | 55<br>69<br>90<br>96               |
| 5056 3/8.0007 1.0<br>5056 3/8.001 1.6   | 5056 9.20<br>5056 9.28<br>5056 9.40<br>5056 9.48 | 20<br>28<br>40<br>48                            | 16<br>26<br>32<br>37               |
| 5056 3/8.0015 2.3<br>5056 3/8.002 3.0   | 5056 9.58<br>5056 9.85<br>5056 9.100             | 58<br>85<br>100                                 | 48<br>67<br>80                     |

| REFERENCIAS AMERICAINES  | REFERENCES AEROSPATIALE                              | Masse volumique en $\text{kg/m}^3$ |
|--|--|------------------------------------|
| Nomex 0X 3/16 1.8<br>Nomex 3/16 2.0<br>Nomex 3/16 3.0            | Nomex 4.29 SE*<br>Nomex 4.32<br>Nomex 4.48           | 29<br>32<br>48                     |
| Nomex 1/4 1.5<br>Nomex 1/4 2.0<br>Nomex 1/4 3.1<br>Nomex 1/4 4.0 | Nomex 6.24<br>Nomex 6.32<br>Nomex 6.50<br>Nomex 6.64 | 24<br>32<br>50<br>64               |

- Referencia americana, por ejemplo: 5056 1/8 .0007 3.1

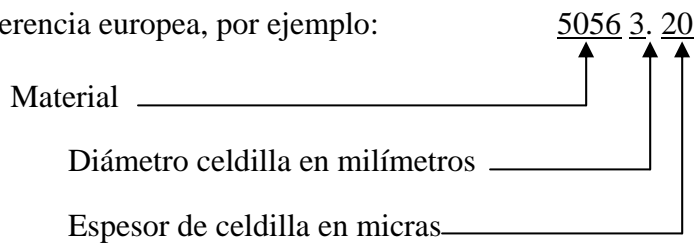
Material \_\_\_\_\_

Diámetro celdilla en pulgadas \_\_\_\_\_

Espesor de celdilla en pulgadas \_\_\_\_\_

Densidad en unidades americanas \_\_\_\_\_

- Referencia europea, por ejemplo:



- Espesor de la lámina en micras
- Densidad en  $\text{kg/m}^3$ .

c) Adhesivos.

Se suelen utilizar adhesivos epoxis en película ('film') como es el caso de; REDUX BSL 312, de curado a 1200.

En función del espesor de la película se denominan (de menor a mayor espesor):

- ultraligeros (UL)
- ligeros (L)
- medios (M)

d) Otros elementos.

Los elementos vistos hasta ahora son los componentes principales de una estructura sandwich, pero, además de ellos, podemos encontrarnos los siguientes elementos:

- Espumas, utilizadas para la unión entre trozos de núcleos ( de diferente densidad en una misma pieza, para unir dos planchas de núcleo en estructuras muy grandes, ...
- Rellenos, materiales en forma de pasta que se aplican para macizar el núcleo en las zonas que así lo requieran (bordes, zonas con remaches,...)
- Insertos, elementos mecánicos que se colocan en el sandwich para realizar funciones mecánicas, fundamentalmente de unión.

Los insertos pueden colocarse:

- en frío: taladrando el sandwich después de curarlo e inyectando un adhesivo de relleno ("potting")
- en caliente: se posicionan con un útil y se pegan en el propio proceso de fabricación (pegado) del sandwich.

En los apartados siguientes se mostrarán ejemplos de todos estos componentes, analizando los detalles relacionados con la manera de definirlos en la documentación gráfica utilizada en el proceso (planos de diseño y proceso de fabricación).

Ejemplos de piezas fabricadas con estructuras tipo sandwich en la industria aeronáutica y espacial son:

- paneles planos estructurales de aeronaves y satélites,

- reflectores de antenas, en satélites de telecomunicaciones,
- estructuras cónicas y cilíndricas de aeronaves, lanzadores y satélites

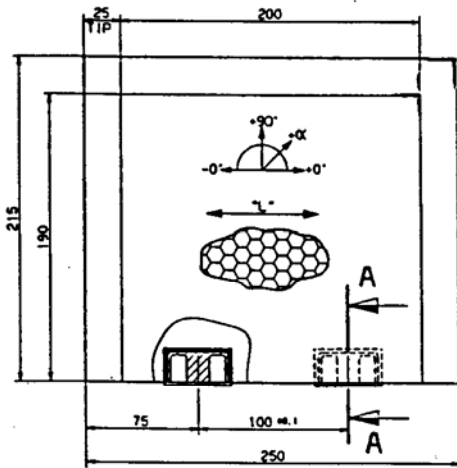
**Representación gráfica.**

a) Orientación de fibras y núcleo. Empilado.

Al igual que en el caso de las piezas monolíticas, en los sandwiches con pieles de materiales compuestos, es preciso indicar la orientación de las fibras y la disposición y ubicación de las capas.

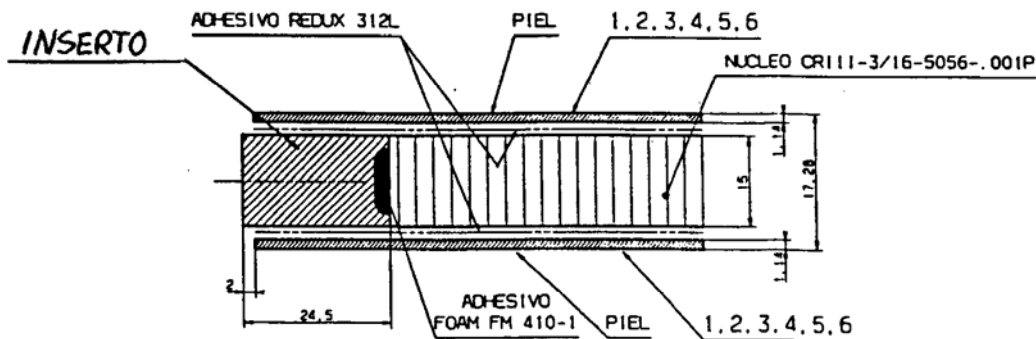
En los sandwiches, es necesario además indicar la dirección longitudinal del núcleo ("Ribbon") que se indica con la letra "L" sobre una flecha, tal y como se indica en la figura 30.

Por último, si existe adhesivo, hay que señalar también su ubicación tal y como muestra la citada figura.



EMPILADO PARA PIEL (2 CONJUNTOS)

| CAPA | CANTIDAD | DIRECCION FIBRA | ESPESOR | MATERIAL             |
|------|----------|-----------------|---------|----------------------|
| 1. 6 | 1        | 60°             | 0. 19   | VICOTEX M18/34%/G969 |
| 2. 5 | 1        | 0°              |         |                      |
| 3. 4 | 1        | -60°            |         |                      |



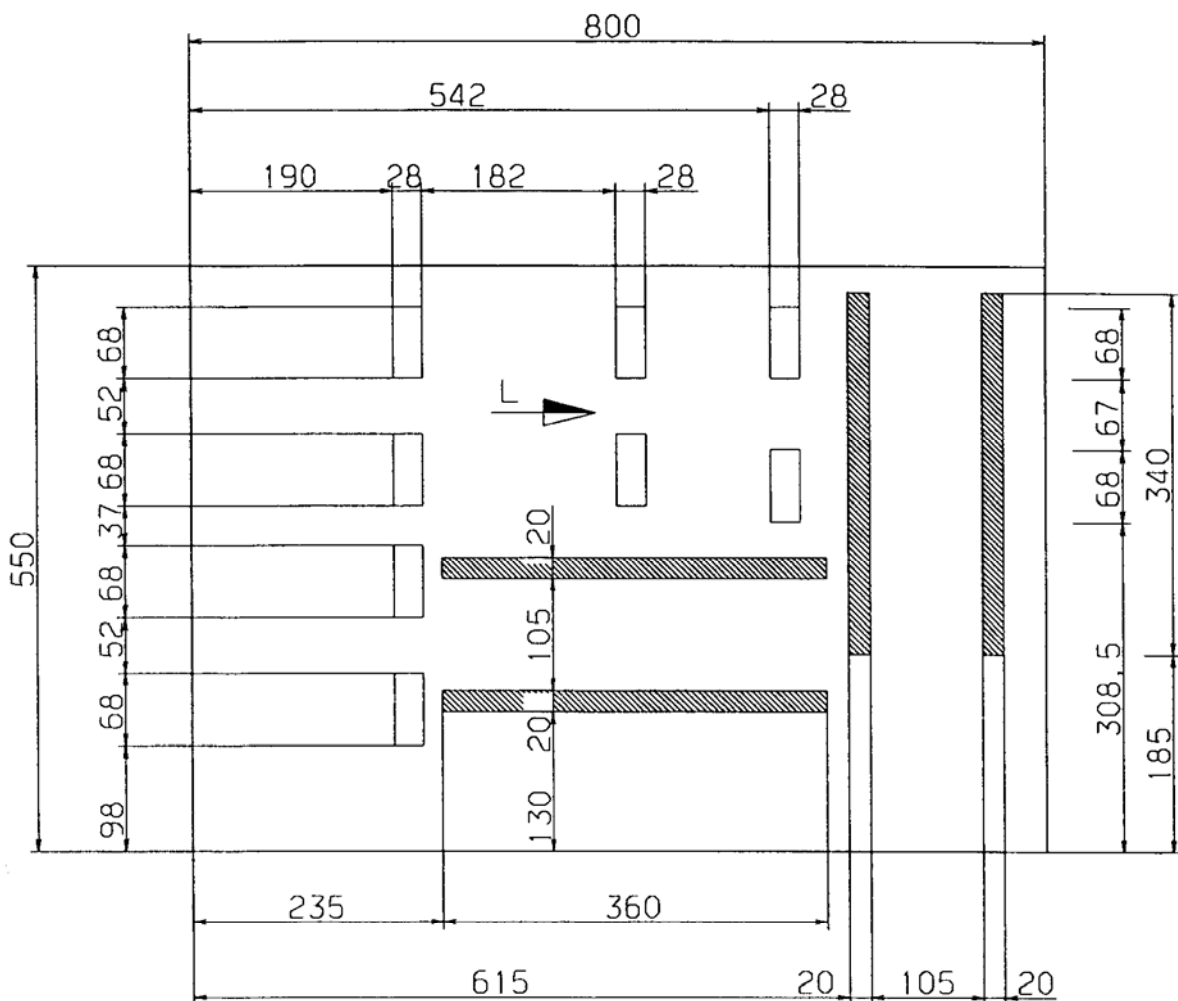
SECCION A-A  
ESQUEMATICA  
ROTADA

Orientación de "Ribbon" y disposición de capas y adhesivo.

b) Planos de pieles y núcleos.

Por norma general, los planos de estructuras sandwich representan el conjunto ya formado, indicándose en la lista de piezas (tal y como se analizará en el apartado d) los diferentes componentes: pieles, núcleo, adhesivo, etc.

A partir de estos planos, en los que están definidas las dimensiones de cada componente, es conveniente obtener planos de fabricación de las pieles y núcleos, y otros elementos auxiliares necesarios, tales como plantillas de corte y relleno de núcleos. La figura muestra un ejemplo de plano de corte y macizado de núcleo, para un panel plano.



Plano de corte, vaciado y macizado de núcleo.

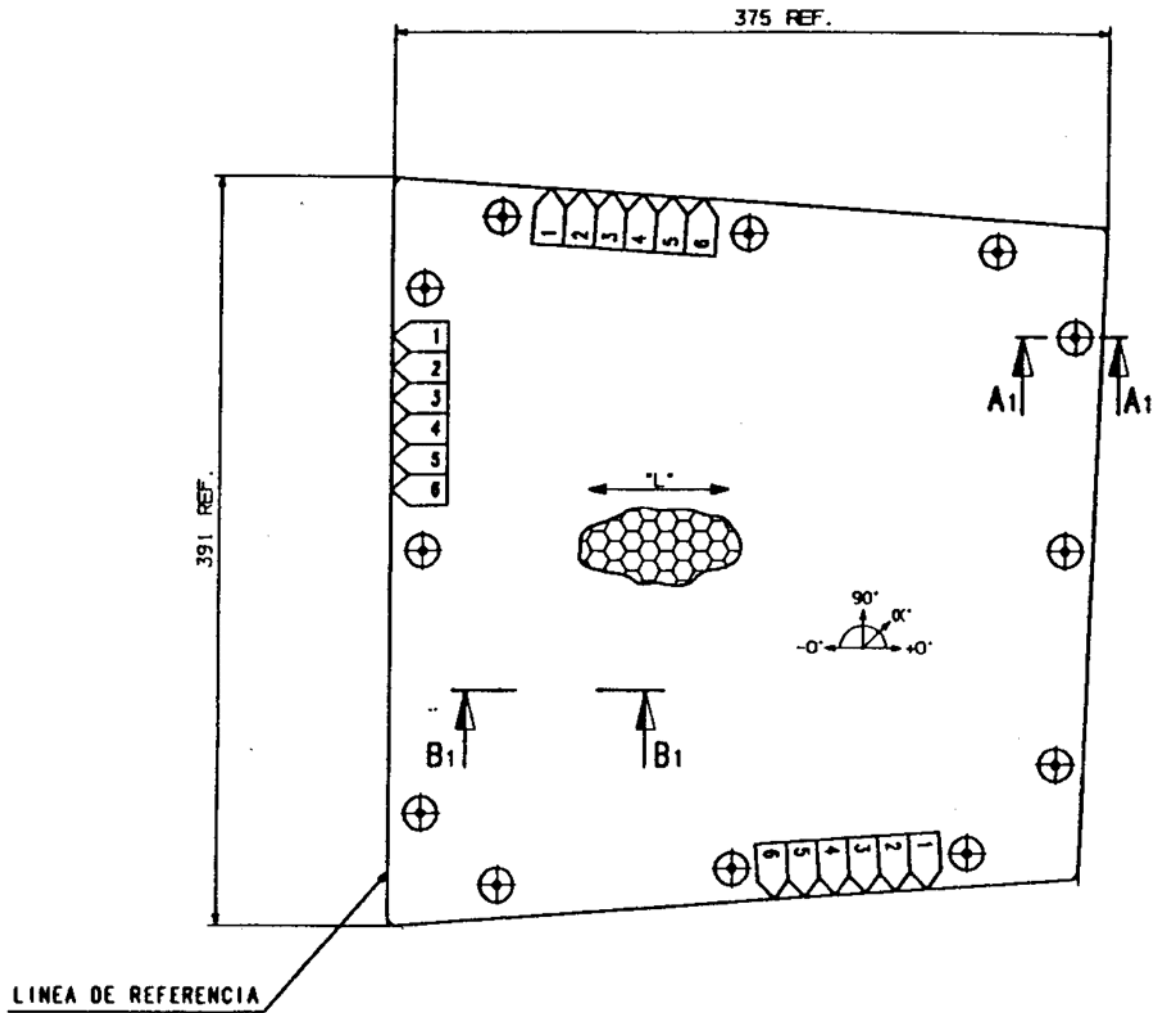
c) Situación de insertos.

Tanto si se trata de insertos en frío, que se colocan después del proceso de curado, como si son en caliente, que se colocan antes de entrar al autoclave, es necesario indicar en los planos la ubicación de los mismos.

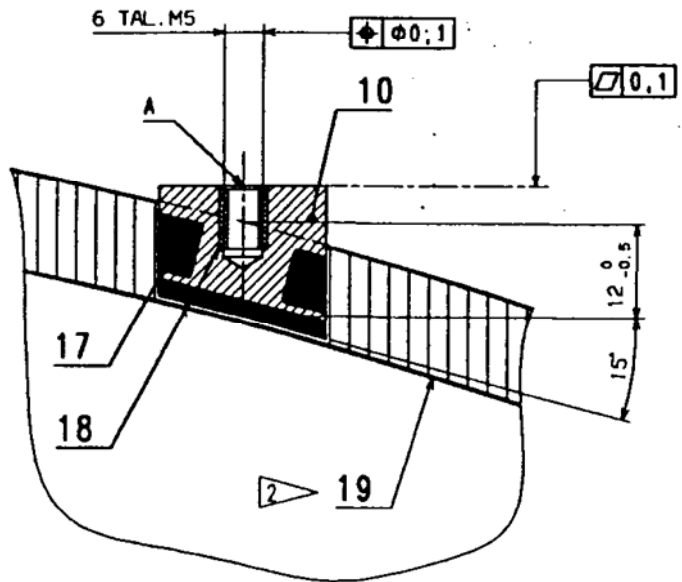
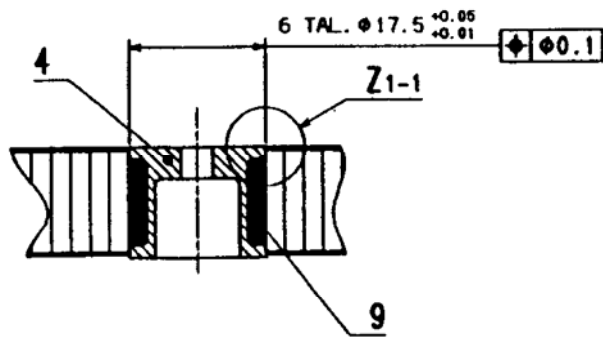
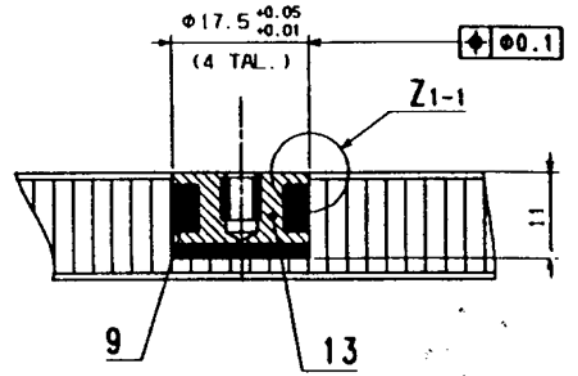
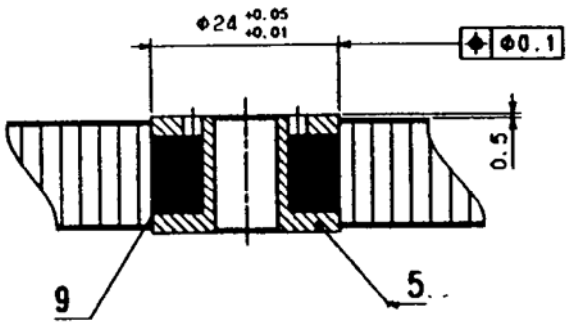
Estas indicaciones pueden realizarse de diferentes formas:

- por acotación directa sobre el plano (ver ejemplo con insertos en caliente en la figura anterior).
- mediante la identificación de cada inserto y una tabla de coordenadas anexa (sobre todo cuando sólo es preciso dar un taladro en la piel para situar el inserto),
- indicando en el plano la existencia de un fichero CAD asociado que contiene las posiciones de los insertos.

La figura muestra un ejemplo de este último caso.



Situación de insertos en un panel sandwich.



d) Lista de piezas.

La lista de piezas asociada al plano de una estructura tipo sandwich debe indicar todos los componentes que la forman, es decir:

- pieles, indicando su material y número de plano si existe,
- núcleo o núcleos (pueden requerirse zonas con diferente densidad o altura), indicando su material y número de plano si existe.
- adhesivos y rellenos, debidamente identificados (marca comercial y referencia) y, a ser posible, indicando la cantidad necesaria
- insertos, tanto comerciales (indicando marca y referencia) como fabricados según plano específico (que figurará en la lista). En ambos casos se indicará la cantidad.

La figura muestra un ejemplo simplificado de lista de piezas de una estructura sandwich con pieles de fibra de carbono precuradas, núcleo de aluminio, con insertos comerciales en frío, un inserto en caliente fabricado según su correspondiente plano, y diferentes tipos de adhesivos y rellenos.

| POSICIÓN | NUMERO DE PARTE | DESIGNACION                          | CANTIDAD | MATERIAL |                      |
|----------|-----------------|--------------------------------------|----------|----------|----------------------|
| 01       | 1               | CORE                                 | W.D.     | 1        | CR111-1/8-5056.0007P |
| 02       | 2               | EXTERNAL SKIN                        |          | 1        |                      |
| 03       | 3               | INTERNAL SKIN                        |          | 1        |                      |
| 04       | 4               | ADHESIVE BSL312L                     |          | C/N      |                      |
| 05       | 5               | LOCKING INSERT                       |          | 1        |                      |
| 06       | 6               | ADHESIVE FOAM FM-410/1               |          | C/N      |                      |
| 07       | 7               | ADHESIVE STYCAST 1090/9              |          | C/N      |                      |
| 08       | 8               | ADHESIVE 3584 B/A                    |          | C/N      |                      |
| 09       | 9               | THREADED INSERT SHUR-LOK SL607 M4N6C |          | 2        |                      |
| 10       | 10              | HELI-COIL LN9039-02-080              |          | 4        |                      |
| 11       | 11              | HELI-COIL LN9039-00-050              |          | 2        |                      |
| 12       |                 |                                      |          |          |                      |
| 13       | 13              | ADHESIVE ECCOBOND 56C                |          | C/N      |                      |
| 14       |                 |                                      |          |          |                      |

Lista de piezas de una estructura sandwich.