

# **Viabilidad en la Fabricación con Material Compuesto de Matriz Termoplástica**

**Félix Calvo Narváez**

Universidad Politécnica de Madrid, Madrid, España, felix.calvo@upm.es

**Carlos Rodríguez Monroy**

Universidad Politécnica de Madrid, Madrid, España, crmonroy@etsii.upm.es

## **RESUMEN**

En el estudio se ha elegido una costilla del estabilizador horizontal de cola de un avión Airbus A320, del que se está proyectando la versión Neo con la que se pretende reducir los gastos de explotación. Se elige la costilla 12, que es la penúltima, próxima a la punta del estabilizador, al tener esta superficie un alto riesgo de impacto. Se trata de conseguir una configuración equivalente de apilados mediante el uso de materiales alternativos de matriz termoplástica, con mayor tenacidad a fractura, para sustituir al material con que se fabrica hoy en día, que tiene una matriz polimérica termoestable epóxica reforzada con fibras de carbono. La naturaleza de la resina termoplástica confiere al material mayor masa específica, que se traduce en mayor peso de la costilla. No obstante, si se considera el conjunto de los elementos que componen el estabilizador horizontal (costillas, cajón de torsión, largueros y revestimientos), el peso total del conjunto al eliminar los remaches y herrajes podría resultar inferior. La incorporación de compuestos termoplásticos se traduce en un ahorro en tareas de mantenimiento y de reciclado. Se demostrará la viabilidad técnico-económica de la sustitución por una matriz termoplástica.

**Palabras claves:** Viabilidad, reingeniería, material compuesto, matriz termoplástica, reducción de costes

## **ABSTRACT**

In the study we choose a horizontal tale rib of an A320 aircraft, that is developing a new version, Neo, to reduce operating costs. We choose 12th rib, penult rib near tip stabilizer, a surface with high crash risk. We are trying to achieve equivalent configuration of layers, using substitute materials with thermoplastic matrix, it's high fracture resistance, instead of used material, with a epoxy polymeric thermostable matrix reinforced with carbon fibres. Nature of thermoplastic resin awards high specific mass, that it becomes in increase rib weight. However, if we consider the joint elements of horizontal stabilizer (ribs, keel beam, spars, stringers, skin panels), and these can be join with welding. Total weight of whole will cause lightening because of removal bolts, rivets and fittings. Added thermoplastic compounds result in save maintenance and recycled tasks. We prove technical and economic feasibility to replace thermostable matrix with thermoplastic matrix.

**Keywords:** Feasibility, reengineering, compound material, thermoplastic matrix, cost reduction

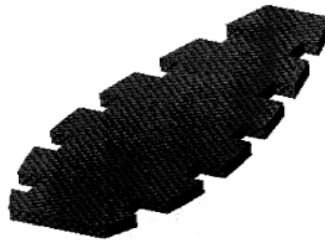
## **1. INTRODUCCIÓN**

El estabilizador horizontal del A320, mostrado en la Figura 1, dispone de 13 costillas, que le confieren la forma y el espesor exterior requeridos. La costilla 12, que se ve en la Figura 2, es una de las más próximas a la punta en el estabilizador horizontal. Las características de esta costilla son: geometría sencilla, superficie plana, espesor y tamaño intermedio entre el resto de costillas de la misma familia, ausencia de cajeados, secuencia de apilado de capas simple, alta producción y uso de material muy extendido. Se busca una configuración equivalente de apilados, desde el punto de vista estructural, empleando materiales alternativos de matriz termoplástica en sustitución del material usado hoy día en su fabricación, que tiene una matriz polimérica termoestable epóxica con refuerzo de fibras de carbono. Para calcular la configuración idónea se emplea la teoría clásica de laminados, con las hipótesis: la costilla se considera plana, como una plancha de laminado con espesor constante, la unión fibra-

matriz es perfecta, y siempre se comienza y termina el apilado con una tela a  $\pm 45^\circ$  por criterios de diseño. La reingeniería es enemiga de los cambios graduales, y el concepto se aplica a la perfección en este estudio, ya que se requiere una adecuada selección del material de la matriz y la redefinición completa de los procedimientos a emplear, para que la nueva costilla resulte más económica, sin menoscabo de su resistencia. Se analiza la posible sustitución del material, primero desde el punto de vista técnico y después, a la vista del proceso de fabricación, desde el punto de vista económico.



**Figura 1: Vista de los estabilizadores horizontal y vertical**



**Figura 2: Costilla número 12 del estabilizador horizontal**

## **2. CÁLCULOS PREVIOS**

Se realiza la comparación de cada uno de los materiales propuestos con el original de la costilla. Los termoplásticos en estudio son: PPS (Polyphenylene Sulfide), PEEK (Polyetheretherketone) y PEI (Polyetherimide). El criterio fundamental para plantear la sustitución del material es que la costilla resulte más ligera con el material alternativo, antes incluso de comprobar las nuevas características mecánicas de la pieza, ya que una mayor masa penaliza la carga de pago de este avión comercial, y aumenta sus gastos de explotación.

### **2.1 PROPIEDADES DE LA COSTILLA INICIAL**

El material empleado es W3T-282-42"-FR593, y el tejido de fibra de carbono Z-17.225 preimpregnado en resina epoxi, con las siguientes características: se designa ABS 5346A, la textura es de tejido plano, la masa superficial de la fibra es  $193 \pm 8 \text{ g/m}^2$ , la masa superficial del prepreg es  $345 \pm 20 \text{ g/m}^2$ , el contenido en resina es de  $44 \pm 2\%$ , la temperatura de curado de  $180 \pm 5 \text{ }^\circ\text{C}$ , masa específica del laminado de  $1,47 \pm 0,05 \text{ g/cm}^3$ , espesor por capa de laminado de  $0,237 \pm 0,015 \text{ mm}$  y almacenaje máximo de 1 año a  $-18 \text{ }^\circ\text{C}$ . Se obtiene la matriz de rigidez del apilado de la costilla original. De los fabricantes se obtienen los valores del módulo de elasticidad y del módulo a cortadura, utilizándose valores promedios entre los módulos a tracción y a compresión para el cálculo. En los valores admisibles de estas propiedades utilizamos los valores mínimos que ofrece el material.

### **2.2 PROPIEDADES DE LA COSTILLA EQUIVALENTE**

La masa total de la pieza resulta de multiplicar la masa superficial por el área de una capa y por el número de capas, siendo este último número de 6, y suponiendo que el área de cada capa se mantiene constante. La masa superficial total será de  $2070 \text{ g/m}^2$ . Se procede a estimar el número máximo de capas, en cada material propuesto, para reducir o igualar el peso de la costilla original. Para ello se divide el dato obtenido anteriormente entre la masa superficial total de cada uno de los materiales a estudio, lo que se muestra en la Tabla 1. Los valores de rigidez axial, a cortadura, y a pandeo obtenidos para los nuevos materiales deberán ser iguales o mayores que los originales.

**Tabla 1: Número de capas máximo**

	<b>Carbono/PPS (ABS 5227)</b>	<b>Carbono/PEE K (ABS 5815)</b>	<b>Carbono/PEI (ABS 5814)</b>	<b>Carbono/PPS (Catálogo de TenCate)</b>
Masa superficial total (g/m <sup>2</sup> )	500	220	483	345
Estimación de No. de capas	5	10	5	10

### 2.3 APILADOS EQUIVALENTES OBTENIDOS

Para definir la secuencia de apilados se ha procedido de la siguiente manera:

- Siempre se utilizarán apilados simétricos respecto al eje medio para facilitar los cálculos.
- Se procederá al diseño de apilados según la normativa del fabricante del avión.

Se comenzará con una secuencia básica de apilados del mismo número que la secuencia máxima permitida para reducir la masa. Se comparan los resultados y se actúa de la siguiente forma: en caso de obtener valores del apilado equivalente mayores que los de la costilla original, se disminuirá el número de capas del apilado y se reharán los cálculos. En caso de obtener valores del apilado equivalente menores que los del laminado original, y que no serían válidos, en primer lugar se modificará la secuencia de apilado, y si no fuese posible se irá incrementando el número de capas progresivamente hasta lograr un apilado equivalente. En todo caso, se harán las iteraciones necesarias hasta conseguir el laminado equivalente. El resumen de este proceso, con la masa total, para el material original se muestra en la Tabla 2. El resumen para los materiales propuestos está en la Tabla 3.

**Tabla 2: No. de capas, áreas y masa total del material original**

	<b>No. de capas</b>	<b>Masa superficial (g/m<sup>2</sup>)</b>	<b>Área de una capa (m<sup>2</sup>)</b>	<b>Área total (m<sup>2</sup>)</b>	<b>Masa total (g)</b>
ABS 5346A	6	345	0,10	0,58	200

**Tabla 3: No. de capas, áreas y masa total de los materiales propuestos**

	<b>No. de capas</b>	<b>Masa superficial (g/m<sup>2</sup>)</b>	<b>Área de una capa (m<sup>2</sup>)</b>	<b>Área total (m<sup>2</sup>)</b>	<b>Masa total (g)</b>
PPS (ABS 5227)	5	500	0,1	0,48	242
PEEK (ABS 5815)	10	220	0,1	0,97	213
PEI (ABS 5814)	5	483	0,1	0,48	233
PPS (proveedor TenCate)	10	227	0,1	0,97	219

Como se puede apreciar ninguno de los apilados equivalentes consigue reducir la masa total de la pieza: el primero incrementa la masa en un 20,8%, el segundo en un 6,3%, el tercero en un 16,7%, y el cuarto lo hace en un 9,7%. La reducción del peso total de la aeronave es primordial al considerar cualquier modificación en un diseño, ya que debería incrementarse la carga útil. A pesar de estos resultados con los nuevos materiales, sus propiedades

podrían ser muy útiles, lo que unido a la reducción de costes en la cadena de producción debidos a menores tiempos de fabricación, a la ausencia de remaches y elementos de unión en el montaje posibilitarían su empleo.

## 2.4 RELEVANCIA DEL CÁLCULO Y CONSIDERACIONES

Tras los resultados obtenidos se puede afirmar que la fabricación de piezas equivalentes con materiales compuestos de resina termoplástica en sustitución de materiales de resina termoestable implica un aumento de la masa (peso) de la costilla en todos los casos estudiados. Los materiales que hoy día están disponibles en el mercado no proporcionan ventajas en cuanto a la reducción del peso del elemento de material compuesto, lo que resulta fundamental al buscar un material alternativo en los diseños aeronáuticos. La naturaleza de la resina termoplástica confiere al material una mayor masa específica, que se traduce en una masa (peso) superior.

Hay que tener muy en cuenta que los cálculos realizados son estáticos, es decir, estudiando el comportamiento de la pieza a rigidez, emulando el comportamiento de la misma en vuelo. Dentro de estos parámetros se puede afirmar que las resinas termoestables ofrecen los mismos resultados que las termoplásticas disminuyendo el peso de forma significativa. El cambio de un elemento de estas características por otro equivalente termoplástico no es viable evaluando simplemente la sustitución de un material por otro sin más, puesto que en este caso la resina termoplástica no aporta mejoras en la respuesta de la pieza dentro de sus condiciones de trabajo.

Por lo tanto, se debe evaluar la posible utilización de estos materiales para la fabricación de elementos a los cuales la resina termoplástica les confiera unas propiedades ventajosas para cumplir con los requisitos de diseño. Y todo ello, a su vez, relacionarlo con las mejoras introducidas en los procesos de fabricación asociados. Por ejemplo, una costilla como la estudiada por sí sola simplemente nos ofrece resultados de incrementos de peso, pero si combináramos la fabricación del conjunto de costillas del estabilizador horizontal, junto con los demás elementos estructurales que intervienen, como son los largueros y los revestimientos, podríamos unir todos los componentes mediante soldadura entre ellos, consiguiendo uniones de alta resistencia, mucho mayores de las que se producen en encolados secundarios o copegados, eliminando las uniones remachadas así como el aporte a la masa total de estos elementos, y muy posiblemente reduciendo el peso total en comparación al montaje final termoestable.

Una de las principales propiedades que distinguen a los materiales compuestos termoplásticos de los termoestables es su excelente comportamiento a fractura, por lo que podríamos beneficiarnos de esta característica al fabricar componentes de la aeronave que estén especialmente expuestos a sufrir algún tipo de daño y que dentro de su vida en servicio puedan verse obligados a trabajar en la zona de deformación plástica.

Cuando un material compuesto reforzado se somete a una carga, ya sea de tracción o de impacto, se origina un proceso de fractura. Este proceso se desarrolla dependiendo de la propia rotura de las fibras de refuerzo, de la rotura de la matriz, o de la delaminación de la misma. El primer fallo que se produce es la rotura de la matriz, lo que genera una concentración de tensiones y la aparición de fisuras que se propagan perpendiculares a la dirección de la fibra por la matriz. Cuando estas fisuras se producen en la matriz entre láminas adyacentes de material compuesto se habla de delaminación. Las delaminaciones se dan con frecuencia entre láminas adyacentes con diferente orientación. En caso de impacto, la rotura de fibras suele comenzar en la capa impactada, propagándose la grieta en dirección perpendicular a la orientación de la fibra, y dando lugar a la rotura de la matriz y a delaminaciones.

La principal propiedad macroscópica que caracteriza la fragilidad de un material compuesto es la tenacidad a la fractura. Ésta describe la facilidad con la que se propaga una grieta o defecto en un material. Las matrices poliméricas, así como las cerámicas, son frágiles en comparación con la mayoría de las matrices metálicas, las cuales poseen una alta tenacidad. Dentro de las matrices poliméricas, las termoestables son especialmente frágiles, siendo incapaces de controlar la velocidad de propagación de la grieta y provocando el colapso de la estructura. Los compuestos de matriz termoplástica presentan una tenacidad a fractura superior a los termoestables, por lo que en caso de daño estructural, la propagación a lo largo de la matriz sea más lenta, permitiendo incluso el flujo de carga tras la formación de microfisuras. Esto contribuye a que los intervalos entre inspecciones de mantenimiento puedan aumentarse, y el gasto debido a mantenimiento pueda reducirse. Existen diversas zonas en la aeronave especialmente expuestas a impactos durante el vuelo debido a aves o a granizo, como son los bordes

de ataque del ala y de los estabilizadores horizontal y vertical, o los paneles del suelo de la aeronave, y que podrían beneficiarse de las propiedades de la matriz termoplástica, aunque se incremente ligeramente la masa y, por tanto, el peso.

### **3. PROCESO DE FABRICACIÓN DE LA COSTILLA**

Se comenta el proceso de fabricación de la costilla 12 del estabilizador horizontal del A320, bien por moldeo manual o por moldeo automático.

#### **3.1 PROCESOS DE MOLDEO MANUAL**

Se detallan a continuación los distintos procesos de fabricación que son necesarios.

##### **3.1.1 APROVISIONAR MATERIAL**

En el aprovisionamiento hay que dejar ambientar el material en su envoltura hasta que limpiando la misma no aparezca condensación. Rollo de material: ABS 5346A.

##### **3.1.2 CORTAR MATERIALES**

Preparar los contornos de los patrones en 2D, en formato DXF, compatible con la máquina de corte. Realizar marcado para lograr un aprovechamiento de material máximo, y mandar archivo a la máquina de corte. Cortar material según el marcado.

##### **3.1.3 FORMAR KIT**

Identificar todos los patrones, recoger los mismos y ordenarlos.

##### **3.1.4 COMPROBAR DOCUMENTACIÓN**

Comprobar y añadir toda la documentación necesaria al kit. Comprobar características de los patrones según el marcado: preparación del material, tipo de material, identificación, tiempos de vida, etc. en el puesto de trabajo. En caso de no usarse en el momento, guardar en una bolsa de polietileno termosellada y almacenar a  $-18\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

##### **3.1.5 APROVISIONAR MATERIALES EN LAY-UP**

En caso de haber guardado el material en frigorífico, dejar ambientar patrones en su envoltura hasta que limpiando la misma no aparezca condensación. Datos del material: fibra de carbono/epoxi (Z-19.776); cantidad bruta de  $0,85\text{ m}^2$  y cantidad neta de  $0,58\text{ m}^2$ .

##### **3.1.6 COMPROBAR LA IDENTIFICACIÓN DEL MATERIAL**

Comprobar que todos los patrones están identificados con su número de secuencia y número de patrón. Comprobar la fecha de caducidad del producto, horas de exposición, número de lote, etc.

##### **3.1.7 PREPARAR ÚTIL DE MOLDEO**

Aprovisionar el útil. Aplicar tres capas uniformes y perpendiculares entre ellas de agente desmoldeante Frenote 700NC (Z-24.224) con un tiempo de vaporización del disolvente entre capas de 10 a 15 minutos. Asegurarse de que no queden chorros del desmoldeante en el útil. Dejar curar a temperatura ambiente durante 1 hora.

##### **3.1.8 COMPROBAR LA LIMPIEZA DEL ÚTIL DE MOLDEO**

Si no cumple con los parámetros de limpieza, volver a proceder a su limpieza.

##### **3.1.9 APILADO O MONTAJE DE TELAS**

Realizar el apilado de capas según la secuencia de apilado (orientación a: 45, 45, 0, 0, 45, 45°) y según la roseta marcada en el útil de moldeo. Compactar con vacío local de 560 mm de Hg, durante 10 min., tras la cuarta capa.

#### 3.1.10 REALIZAR BOLSA DE VACÍO

Aplicar una toma de vacío y una toma de registro del vacío. Aplicar dos termopares para llevar un control del perfil térmico en zona de creces, siempre en contacto con el laminado. Comprobar la bolsa de vacío con 560 mm de Hg. Según normativa, no deberá perder más de 100 mm de Hg en 5 minutos. En caso de pérdida mayor, se volverá a realizar la bolsa de vacío y se repetirán las comprobaciones pertinentes.

#### 3.1.11 COMPROBAR LA DOCUMENTACIÓN

Comprobar que la pieza lleva toda la documentación y que ésta es la correcta. Comprobar la correcta identificación.

#### 3.1.12 PREPARAR Y CARGAR EL AUTOCLAVE

Preparar y cargar en autoclave la pieza junto con la probeta de control de ciclo correspondiente, para realizar los posteriores ensayos. Conectar todos los termopares y tomas de vacío, así como chequear siguiendo el mismo criterio que en la operación “Realizar bolsa de vacío”.

#### 3.1.13 CURAR EN AUTOCLAVE

Curar según el ciclo aplicable para resinas epoxi.

#### 3.1.14 DESMOLDEAR

Sacar de autoclave y desmoldear la pieza por debajo de los 60 °C. Comprobar que la pieza lleva la etiqueta identificativa pertinente, y en caso contrario se identificará según la pauta de control del proceso.

#### 3.1.15 INSPECCIÓN VISUAL

Comprobar visualmente que la pieza no presenta arrugas, golpes, delaminaciones, etc.

#### 3.1.16 COMPROBAR LOS PARÁMETROS DEL CICLO DE CURADO

Comprobar que estos parámetros se ajustan a los programados en el horno autoclave.

#### 3.1.17 RECANTEAR

Aprovisionar el útil de recanteo y colocar la pieza sobre el mismo. Recanteo y dar taladros previos de 2,5 mm de diámetro, según el útil. Repasar y desbarbar, según el útil.

#### 3.1.18 REALIZAR ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS (PULSO-ECO AUTOMÁTICO)

Esta operación debe realizarse por personal especialmente certificado. Realizar inspección automática, con C-Scan, según requisitos específicos del proceso. Utilizar probetas patrón de ultrasonidos aplicables según material, espesores y radios correspondientes con los de la pieza.

#### 3.1.19 COMPROBACIÓN FINAL

La pieza debe llevar adjunta toda la documentación requerida, según la condición de suministro especificada.

#### 3.1.20 ALMACENAR

Proteger y embalar la pieza con plástico de burbujas, y empaquetar. Almacenar para su posterior envío.

### 3.2 MOLDEO AUTOMÁTICO

Se detallan los distintos procesos que serían necesarios al fabricar la costilla de matriz termoplástica.

### 3.2.1 APROVISIONAR MATERIAL EN MÁQUINA DE MOLDEO AUTOMÁTICO (ATL)

Aprovisionar el rollo de material para ATL. Datos del material. Dejar ambientar el material en su envoltura hasta que limpiando la misma no aparezca condensación. Colocar el rollo de material en la encintadora automática y realizar el test de alineamiento.

### 3.2.2 APROVISIONAR PATRONES

Aprovisionar patrones que son colocados a mano en el panex (patrones de pelable y fibra de vidrio). Si se han guardado en frigorífico, dejar ambientar el material en su envoltura, hasta que limpiando la misma no aparezca condensación.

### 3.2.3 PREPARAR MESA DE MOLDEO

Tras elegir la zona de encintado a utilizar sobre la mesa, colocar tejido FEP sobre la misma. Colocar dianas de calibración para el láser.

### 3.2.4 AJUSTAR PARÁMETROS ATL

Aplicar sobre la máquina de encintado automático (ATL) el offset definido según la costilla que se va a encantar.

### 3.2.5 MOLDEO DE PATRONES ANTERIORES AL ENCINTADO

Posicionar patrón de pelable y sobre el mismo colocar el patrón de fibra de vidrio inferior, según el contorno marcado por el programa láser.

### 3.2.6 ENCINTAR PANEX

Comenzar con el encintado automático del panex, según el programa ATL cargado. Durante el encintado se comprueba el correcto posicionado del mismo, según la secuencia de apilado definida (45, - 45, 90, - 45, 45, - 45, 45, 0, 90, 0, 45, - 45, 45, - 45, 90, - 45, 45°).

### 3.2.7 MOLDEO DE PATRONES POSTERIORES AL ENCINTADO

Situar patrones de fibra de vidrio superior, según el contorno marcado por el programa láser.

### 3.2.8 SITUAR PUNTOS DE ALINEAMIENTO DEL PANEX

Situar los puntos de alineamiento del panex, según modelo correspondiente, en el caso de que no se vaya a cortar el panex inmediatamente.

### 3.2.9 COMPROBAR DOCUMENTACIÓN

Comprobar que el material es el especificado en el plano. Comprobar que el proceso de preparación ha sido el correcto. Comprobar el tiempo de vida útil y la fecha de caducidad del material.

### 3.2.10 IDENTIFICACIÓN DEL PANEX

Identificar el panex en zona de creces. En caso de no usar el panex en el momento, introducir una bolsa de polietileno, termosellar la misma, y guardarla en posición horizontal siempre dentro de un frigorífico a - 18 °C.

### 3.2.11 CORTE DEL LAMINADO

Colocar encima del laminado pelable, según programa láser, cubriendo todo el panex y asegurándonos de que existen al menos 50 mm de creces de pelable alrededor del panex. Colocar la capa de FEP encima del pelable, con creces, suficiente para cubrirlo por completo. Dejar compactar todo el conjunto durante más de 5 minutos,

asegurándose de que la mesa está haciendo el vacío suficiente, según normativa aplicable. Realizar el corte del panex según el programa de corte ATL.

#### 3.2.12 IDENTIFICAR PANEX

Identificar los patrones obtenidos del corte del panex. En caso de no usar el panex cortado en el momento, introducir de nuevo en bolsa de polietileno, termosellar la misma, y guardar en frigorífico en posición horizontal a  $-18^{\circ}\text{C}$ .

#### 3.2.13 APROVISIONAR LAMINADO

En caso de haber guardado en el frigorífico, dejar ambientar el material en su envoltura hasta que limpiando la misma no aparezca condensación.

#### 3.2.14 APROVISIONAR ÚTIL DE CONFORMADO

Aprovisionar y preparar el útil de conformado. Comprobar la limpieza del mismo.

#### 3.2.15 POSICIONAR LAMINADO SOBRE EL ÚTIL DE CONFORMADO

Esta operación debe realizarse por personal cualificado. Se cambia el plástico protector de la cara superior del laminado por FEP nuevo, dejando creces de unos 20 mm por fuera del laminado. Levantar el laminado plano en fresco, voltear y llevar el útil de conformado en caliente. Posicionar el laminado sobre el útil según las orejetas y taladros de posicionamiento. Colocar una película separadora sobre el laminado con creces suficientes para que exceda de éste. Colocar el pisador correspondiente sobre el panex. Proteger los extremos del útil con airwave para evitar dañar la membrana.

#### 3.2.16 SITUAR EL ÚTIL SOBRE LA MÁQUINA DE CONFORMAR

Posicionar el útil sobre la mesa de la máquina de conformado. Colocar un mínimo de cuatro termopares de control de pieza en contacto con el laminado en zona de creces. Los termopares se deben situar en las cuatro esquinas de la costilla, en la zona de doblado, en la mitad del radio. Si es necesario colocar tejido aireador por el resto de la superficie libre de la mesa de conformado, dejando libre el útil, y dejando un margen sin cubrir de unos 150 mm en el perímetro de la mesa. Asegurarse que cualquier saliente del útil queda cubierto con tejido aireador para evitar daños en la manta de látex de la máquina.

#### 3.2.17 ESTABLECER PARÁMETROS DEL CICLO

#### 3.2.18 CICLO DE CONFORMADO EN CALIENTE

Identificar piezas en el ordenador de control. Realizar el ciclo de conformado apilable.

#### 3.2.19 COMPROBAR LOS PARÁMETROS DEL CICLO DE TERMOCONFORMADO

Comprobar que los parámetros obtenidos en el registro del perfil térmico coinciden con los programados para el ciclo.

#### 3.2.20 APROVISIONAR ÚTIL DE CURADO

Limpiar el útil de curado con trapos limpios o si es necesario con estropajo empapado en disolventes. Limpiar con trapos limpios antes de que se produzca la evaporación del disolvente. Aplicar tres capas uniformes y perpendiculares entre ellas de agente desmoldeante Frenote 700 NC con un tiempo de vaporización del disolvente entre capas de 10 a 15 min. Asegurarse de que no quedan chorros de desmoldeante en el útil. Evitar aplicar desmoldeante en la zona de sellado de la bolsa de vacío, enmascarando estas zonas. Dejar curar 1 h. al aire.

#### 3.2.21 SITUAR LA COSTILLA TERMOCONFORMADA SOBRE EL ÚTIL DE CURADO



Retirar la costilla del útil de conformado. Trasladar la costilla al útil de curado, voltear y eliminar la película separadora de la cara de la bolsa. Mantener la capa de película separadora en la cara del útil. Posicionar para centrado con las orejetas y los taladros de posicionamiento.

### 3.2.22 REALIZAR BOLSA DE VACÍO

Retirar los posicionadores de los extremos de las orejetas y poner tiras de corcho retenedoras de resina en los dos extremos de la costilla hasta alcanzar el espesor del mismo sin rebasarlo. Realizar la bolsa de vacío. Conectar termopares y tomas de vacío incorporados en el útil. Comprobar la bolsa de vacío con 560 mm de Hg, así como la documentación y la fecha de caducidad. A partir de aquí las operaciones se repiten prácticamente igual a lo visto en el proceso manual, salvo matices sobre las operaciones de taladrado, y recantado con máquina de control numérico. Las operaciones siguientes irían desde cargar en autoclave a almacenar las piezas en una sala limpia.

## 4. ESTUDIO DE COSTES

Se tienen en cuenta los costes a las materias primas, a la mano de obra directa, al proceso de fabricación, y a la mano de obra indirecta (servicios auxiliares y de mantenimiento).

### 4.1 COSTE DEL PROCESO ACTUAL DE FABRICACIÓN DE LA COSTILLA

La fibra de carbono/epoxi sale a 28,75 €/m<sup>2</sup> que, para una superficie bruta de 0,73 m<sup>2</sup>, supone un total de 21 €. El coste de los materiales auxiliares (bolsa de vacío, tejido aireador, separador, masilla de cierre) es de 1,77 €. El coste total de material resulta de 22,76 €.

El tiempo de moldeo por capa es de 2 minutos, las compactaciones necesarias llevan otros 20 minutos, la preparación de las bolsas de vacío lleva 25 minutos, y en total con el tiempo invertido en colocar los termopares lleva 60 minutos. El corte de las telas supone 30 minutos. El coste total debido al corte de las telas y al moldeo supone 14,25 €. El coste de la mano de obra indirecta se estima en unos 11 €/pieza, de datos del año 2011.

El coste total del ciclo de autoclave, teniendo en cuenta la inversión necesaria en él, la energía eléctrica consumida, el gasto en nitrógeno líquido empleado en su funcionamiento (consume 650 litros por ciclo, a 0,15 €/l de nitrógeno), se estima en 392 €. Con las dimensiones de la pieza se pueden curar a la vez unas 30 piezas, que requieren 6 operarios moldeando piezas. Los gastos de las instalaciones se estiman en 13,1 €/pieza. El tiempo de producción por pieza es de unos 20 minutos, y el coste total unitario de producción resulta ser de 61,11 €.

### 4.2 COSTE DEL PROCESO DE FABRICACIÓN DE LA COSTILLA MEDIANTE TERMOCOMPACTACIÓN EN PRENSA

Hagamos uso de la reingeniería. El proceso de termocompactación en prensa es el más idóneo para la fabricación de la costilla de matriz termoplástica. Las principales razones para ello son: el tamaño de pieza reducido, lo que repercute en los costes bajos del utillaje necesario para el moldeo; la geometría plana con faldilla a 90° es fácilmente moldeable en útil macho, logrando buenos resultados en zona de radios; y la inversión inferior en la prensa, frente a otros procesos de moldeo de termoplásticos, como moldeo por compresión continua o técnicas de soldadura. Elegimos una prensa termocompactora hidráulica con molde móvil de silicona y molde fijo metálico, HE-2000. Se elige un útil de moldeo macho de acero o aluminio adaptado a la geometría de la costilla.

La fibra de carbono con 43% de resina PPS, según el catálogo del proveedor tiene un coste de 42,66 €/m<sup>2</sup>, lo que supone un total de 31,14 €. El tiempo de moldeo por capa es de 2 minutos, y el total de moldeo es de 15 minutos, por lo que el coste de moldeo resulta de 2,5 €. Se mantiene el tiempo de corte de las telas en 30 minutos. El coste total debido al corte de las telas y al moldeo resulta ser de 7,25 €. El coste de la mano de obra indirecta se mantiene también en 11 €.

El tiempo total del proceso desde que se calienta el laminado a la temperatura de procesado hasta el desmoldeo de la pieza ya conformada requiere menos de 10 minutos. El gasto de las instalaciones por ciclo, teniendo en cuenta el precio de la electricidad, se estiman en 2,66 €. Por ello, el tiempo de producción por pieza resulta inferior a 10 minutos, y el coste total de producción por pieza resulta ser de 52,05 €.

Es decir, tanto el tiempo unitario como el coste unitario resultan inferiores al fabricar por termoconformado a presión con resina termoplástica, frente al proceso manual con resina termoestable usado actualmente.

## 5. CONCLUSIONES

Los materiales compuestos termoplásticos no se ven afectados por ninguna reacción química de polimerización como en el caso de los termoestables, por lo que no necesitan los largos ciclos de curado de estos últimos, y para su procesado sólo se precisa calentar el material para que las cadenas fluyan entre sí y sea moldeable. Tras la solidificación recuperan sus propiedades iniciales. Las resinas termoplásticas ofrecen grandes ventajas en comparación con los termoestables contra el fuego, el humo, la toxicidad y la tenacidad a la fractura. Permiten soldaduras de alta resistencia, sin más que aplicar calor en la cara de contacto de dos piezas de termoplástico.

Aunque es cierto que su tiempo de vida no es ilimitado, resulta bastante alto, alrededor de 10 años. Se almacenan a temperatura ambiente, ya que al no producirse en ellos polimerización. No es necesario adecuar el ritmo de producción a la fecha de caducidad del material. En caso de necesitar reparación, ésta conlleva menor carga de trabajo que los materiales termoestables, ya que se puede tratar la zona afectada en un breve intervalo de tiempo, reduciendo los tiempos de mantenimiento y su coste. Se pueden ampliar los tiempos de inspección en las piezas estructurales, debido a que la progresión de las grietas es más lenta. Al finalizar el ciclo de vida de la pieza, ésta puede ser tratada y recuperada la matriz para su empleo posterior, contribuyendo a la sostenibilidad del medio ambiente. Hoy día, se justifica su uso en zonas con alta probabilidad de impacto, como los bordes de ataque.

Se ha determinado que el tiempo de producción por pieza es muy inferior para la matriz termoplástica, lo que era de esperar si se tiene en cuenta que el proceso manual se ha sustituido por otro automático para este material. Los costes unitarios, en consecuencia, también se ven reducidos. La producción es factible, y la sustitución resulta viable económicamente.

Entre los inconvenientes de trabajar con matrices termoplásticas figuran la baja fluidez y la alta viscosidad de estos materiales, que obligan a elevar la temperatura para llenar los moldes cerrados por completo. Del estudio realizado en esta costilla se observa que estas matrices no dan beneficio al trabajar a rigidez, y además acarrear incrementos de masa (peso) en los elementos para lograr la resistencia actual. El estudio debe ser ampliado considerando el estabilizador en conjunto para determinar si, al cambiar todas las uniones remachadas por soldaduras entre los distintos elementos (costillas, cajón de torsión, largueros y revestimientos), el peso del conjunto resulta inferior, aspecto que se considera irrenunciable al tratar de diseñar aeronaves comerciales con menores gastos de explotación. Por otro lado, se debe ensayar el conjunto para determinar su comportamiento en condiciones dinámicas.

## REFERENCIAS

- Airbus Industry (2006). Internal Proceedings: “TCT – Transnational Composites Training”.
- Carlsson, L., Adams, D.F. and Pipes, R.B. (2002). *Experimental Characterization of Advanced Composite Materials*, 3<sup>rd</sup> edition, CRC Press.
- Gürdal, Z. (1999). *Design and Optimization of Laminated Composite Materials*, John Wiley – Sons, NY.
- Hexcel Composites. <http://www.hexcel.com>
- Landel, R.F. and Nielsen, L.E. (1993). *Mechanical Properties of Polymers and Composites*, 2<sup>nd</sup> edition, Dekker Mechanical Engineering Series, CRC Press.
- Miravete, A., Larrodé, E., Castejón, L. (2003). *Materiales Compuestos*, Editorial Reverté, Barcelona.
- Plataforma Aeroespacial Española (2010). Conferencia: “Armonización de Actividades en Materiales Compuestos para la Aeronáutica y el Espacio en España”.
- TenCate. <http://www.tencate.com>

### **Autorización y Renuncia**

*Los autores autorizan a LACCEI para publicar el escrito en las memorias de la conferencia. LACCEI o los editores no son responsables ni por el contenido ni por las implicaciones de lo que esta expresado en el escrito.*