

Alternativa a la fabricación de costillas con otros materiales compuestos

Other option to manufacturing ribs with different compound materials,

Calvo Narváez F¹, Rodríguez Monroy C²

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 density, 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.

Resumen En el estudio se ha elegido una costilla del estabilizador horizontal de cola de un avión Airbus A320, del que se está proyectando una versión que pretende reducir gastos de explotación. Se elige la costilla 12, que es la penúltima, próxima a la punta del estabilizador, al tener esta superficie alto riesgo de impacto. Se trata de conseguir una configuración equivalente de apilados mediante el uso

¹ Félix Calvo Narváez (✉)

Dpto. De Tecnologías Especiales Aplicadas a la Aeronáutica. Escuela Universitaria de Ingeniería Técnica Aeronáutica, Universidad Politécnica de Madrid, Plaza Cardenal Cisneros 3, 28040 Madrid, Spain
e-mail: felix.calvo@upm.es

² Carlos Rodríguez Monroy (✉)

Dpto. de Ingeniería de Organización, Administración de Empresas y Estadística, Área de Administración de Empresas. Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales, Universidad Politécnica de Madrid, C/ José Gutiérrez Abascal 2, 28006 Madrid, Spain
e-mail: crmonroy@etsii.upm.es

de materiales 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 incorporación de compuestos termoplásticos se traduce en ahorro en tareas de mantenimiento. Se demostrará la viabilidad técnico-económica de la sustitución por una matriz termoplástica.

Keywords: Compound material, feasibility, reengineering, thermoplastic matrix, cost reduction; **Palabras clave:** Material compuesto, viabilidad, reingeniería, matriz termoplástica, reducción de costes

1.1 Introducción

La costilla 12 del A320 es una de las más próximas a la punta en el estabilizador horizontal, y hay un total de 13. Se ha elegido esta costilla debido a que tiene las siguientes características: 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. Lograr 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. Se recomienda evitar poner la primera y la última capa con las fibras en dirección paralela a la orientación de la carga. La reingeniería es enemiga de los cambios graduales, y este 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.

1.2 Cálculo de propiedades

Se van a realizar la comparación de cada uno de los materiales propuestos con el de la costilla original. Los termoplásticos en estudio son: PPS (Polyphenylene Sulfide), PEEK (Polyetheretherketone) y PEI (Polyetherimide).

1.2.1 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, el peso superficial de la fibra es $193 \pm 8 \text{ g/m}^2$, el peso 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 $180 \pm 5^\circ\text{C}$, densidad 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 almacenamiento máximo de 1 año a -18°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.

1.2.2 Propiedades de la costilla equivalente

El peso total de la pieza será igual al producto del peso 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. El peso por unidad de superficie total será de 2070 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 el peso superficial total de cada uno de los materiales a estudio, que se muestra en la Tabla 1.

Tabla 1.1 Número de capas máximo

Material	Carbono/PPS (ABS 5227)	Carbono/PEEK (ABS 5815)	Carbono/PEI (ABS 5814)
Peso superficial total (g/m^2)	500	220	483
Estimación de No. de capas	5	10	5

Además, del catálogo del proveedor TenCate, el peso superficial total es de 345 g/m^2 para el Carbono/PPS, por lo que el número de capas se estima en 10. Los valores de rigidez axial, a cortadura, y a pandeo obtenidos para los nuevos materiales deberán ser iguales o mayores que los originales.

1.2.3 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, y 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 peso. 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 volverán a hacer 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, con el peso total, para el material original se muestra en la Tabla 1.2. Análogamente, el resumen para los materiales propuestos se encuentra en la Tabla 1.3.

Tabla 1.2 No. de capas, áreas y peso total del material original

Material; No. capas	Peso superficial (g/m ²)	Área de una capa y área total (m ²)	Peso total (g)
ABS 5346A; 6 capas	345	0,1 y 0,58	200

Tabla 1.3 No. de capas, áreas y peso total de los materiales propuestos

Material; No. capas	Peso superficial (g/m ²)	Área de una capa y área total (m ²)	Peso total (g)
PPS (ABS 5227); 5	500	0,1 y 0,48	242
PEEK (ABS 5815); 10	220	0,1 y 0,97	213
PEI (ABS 5814); 5	483	0,1 y 0,48	233
PPS (proveedor TenCate); 10	227	0,1 y 0,97	219

Como se puede apreciar ninguno de los apilados equivalentes consigue reducir el peso total de la pieza: el primero incrementa el peso 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 una de las premisas a considerar cuando se trata de

modificar un diseño. 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.

1.2.4 Conclusiones del cálculo

Tras los resultados obtenidos anteriormente, se puede afirmar que la fabricación de piezas equivalentes con materiales compuestos de resina termoplástica en sustitución de materiales compuestos de resina termoestable implica un aumento del peso de la costilla en todos los casos estudiados. Los materiales que hoy día están disponibles en el mercado tienen mayor densidad, y no nos proporcionan ventajas en cuanto a la reducción de peso del elemento de material compuesto.

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 posible evaluando simplemente la sustitución de un material por otro sin más. 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 largueiros 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 al peso total de estos elementos, y muy posiblemente reduciendo el peso total en comparación al montaje final termoestable.

Otra de las ventajas del empleo de los compuestos termoplásticos es el ahorro considerable que se produce al considerar las tareas de mantenimiento y su reciclado. 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 se origina un proceso de fractura. 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. Los compuestos de matriz termoplástica presentan una tenacidad a fractura superior a los materiales termoestables, lo que ha permitido su rápido desarrollo en multitud de sectores. Los materiales compuestos de matriz termoplástica son ideales para superficies con alto riesgo de impacto, como son los bordes de ataque del ala y de los estabilizadores vertical y horizontal, o los paneles del suelo de la aeronave, que podrían beneficiarse de las propiedades de la matriz termoplástica.

1.3 Proceso de fabricación de la costilla

El proceso de fabricación de la costilla 12 del cajón de torsión del estabilizador horizontal del A320, bien por moldeo manual o por moldeo automático.

1.3.1 Moldeo manual

Se detallan los distintos procesos de fabricación: Aprovisionar material, cortar materiales, formar kit, comprobar la documentación, aprovisionar materiales en lay-up, comprobar la identificación del material, preparar el útil de moldeo, comprobar la limpieza del útil de moldeo, apilado o montaje de telas, realizar bolsa de vacío, comprobar la documentación, preparar y cargar autoclave, curar en el autoclave, desmoldear, inspección visual, comprobar los parámetros del ciclo de curado, recantar, realizar ensayos no destructivos (pulso-eco automático), comprobación final, y almacenar.

1.3.2 Moldeo automático

Se detallan los distintos procesos de fabricación: Aprovisionar material en máquina de moldeo automático (ATL), aprovisionar patrones que son colocados a mano en el panex (patrones de pelable y fibra de vidrio), preparar mesa de moldeo, ajustar parámetros ATL, moldeo de patrones anteriores al encintado, encintar panex, moldeo de patrones posteriores al encintado, situar puntos de alineamiento del panex, comprobar documentación, identificación del panex, corte del laminado, identificar panex, aprovisionar laminado, aprovisionar útil de conformado, po-

sicionar laminado sobre el útil de conformado, situar el útil sobre la máquina de conformar, establecer parámetros del ciclo, ciclo de conformado en caliente, comprobar los parámetros del ciclo de termoconformado, aprovisionar útil de curado, situar la costilla termoconformada sobre el útil de curado, realizar bolsa de vacío. 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 de cargar en autoclave a almacenar las piezas en una sala limpia.

1.4 Estudio de costes

En primer lugar, se va a calcular el coste del proceso actual de fabricación de la costilla. La fibra de carbono/epoxi sale a 28,75 €/m² que, para una superficie bruta de 0,73 m², 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 (consumo 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 €.

Hagamos uso de la reingeniería, y calculemos los costes de fabricar la costilla mediante termocompactación en prensa. Este proceso es el más idóneo para la fabricación de la costilla en estudio. 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 a priori buenos resultados en zona de radios; y la inversión inferior en la prensa, frente a otros procesos de moldeo de termoplásticos, como el moldeo por compresión continua o técnicas de soldadura. Elegimos una prensa hidráulica con molde móvil de silicona y molde fijo metálico, HE-2000. 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 en 11 €. El tiempo total de producción por pieza, 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 €. Y el coste total de producción por pieza resulta ser de 52,05 €.es decir, tanto el tiempo como el coste unitario resultan inferiores al fabricar por termoconformado a presión con resina termoplástica, frente al proceso manual con resina termoestable.

1.5 Conclusiones

Los materiales termoplásticos no se ven afectados por ninguna reacción de polimerización como en el caso de los termoestables, por lo que no son necesarios los largos ciclos de curado de estos últimos. Las resinas termoplásticas ofrecen grandes ventajas en comparación con las termoestables contra el fuego, humo, toxicidad y 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 polimerización, no se corre el riesgo de degradación de la matriz. Hay mayor flexibilidad al emplear el material, sin tener que adecuar el ritmo de producción a la fecha de caducidad. La pieza equivalente se obtiene en mucho menos tiempo. Esto evita los largos ciclos de curado en autoclave y el gasto que conllevan. En caso de necesitar reparación, llevará menor carga de trabajo que los termoestables, ya que se puede tratar la zona afectada en un breve de tiempo, reduciendo también los tiempos de mantenimiento. Al finalizar el ciclo de vida de la pieza, ésta puede ser tratada y recuperada la matriz para su empleo posterior. En la actualidad, los procesos de separación de la fibra y la matriz resultan costosos, pero dada la preocupación general por la sostenibilidad del medio ambiente, así como la creciente regulación en materia de impacto ambiental, los materiales compuestos de matriz termoplástica parecen una buena solución de futuro. Entre los inconvenientes figuran la baja fluidez y alta viscosidad de los materiales termoplásticos, que obligan a elevar la temperatura para llenar los moldes.

1.6 Referencias

- Airbus (2006). "TCT - Transnational Composites Training".
Plataforma Aeroespacial Española. (2010). "Armonización de Actividades en Materiales Compuestos para la Aeronáutica y el espacio en España".
Hexcel Composites. <http://www.hexcel.com>
TenCate. <http://www.tencate>.