

Aeroplanos de combate y Nuevos Materiales

JOSE MARIA PINTADO SANJUANBENITO, Dr. Ingeniero Aeronáutico

Se ha dicho que los aeroplanos están contruidos de sueños. En muchos aspectos, la industria aeroespacial puede considerarse como un gran laboratorio de investigación en ciencias básicas y aplicadas y en ingeniería. Es normalmente en el campo de los ingenios aeroespaciales donde pueden ensayarse teorías básicas, experimentarse los más novedosos ordenadores y la más avanzada electrónica o evaluarse los motores más potentes, asimismo, los límites de resistencia y capacidad de los materiales, se extienden más y más mediante nuevas aleaciones, nuevos procesos metalúrgicos o nuevos materiales compuestos, tratando de alcanzar los límites de propiedades teóricas que las ciencias básicas de la Naturaleza prometen como premio de la lucha constante del hombre por aprender cada vez más.

Desde el primer vuelo del "Flyer" de los hermanos Wright el 17 de diciembre de 1903, al primer vuelo de la lanzadera espacial "Columbia" el 12 de abril de 1981, ni tan siquiera habían pasado 80 años. La diferencia entre los dos ingenios es tan enorme como la diferencia entre los materiales y procesos y tecnologías con que se construyeron y que han sido la base fundamental para lograr el gigantesco salto en prestaciones que existe entre aquel aeroplano de estructura de madera revestida de tela y tensada con cables de acero y este "transbordador espacial", capaz de soportar temperaturas de hasta 1.600°C en el morro y bordes de ataque del ala una y otra vez y que emplea materiales tan inimaginables hace sólo algunas decenas de años como los compuestos Boro/Aluminio o Carbono/carbono o las fibras "Q" a base de sílice pura entre otros.

Dentro de la Industria Aeroespacial, quizás la "estrella" a la que se han ido incorporando los más importantes avances tecnológicos de cada momento, haya sido el aeroplano de combate, el "caza", el producto puntero por excelencia y representante más espectacular de la tecnología, en el que se iban convirtiendo en realidad, en algo tangible, todos esos sueños que de la mente de ingenieros y científicos pasaban a formar parte de un producto "casi" perfecto, bello y poderoso, capaz de volar cada vez mejor.

Hay muy pocos productos realizados por la mano del hombre sobre la tierra que hayan mostrado un desarrollo tan rápido en diseño y prestaciones como el logrado por los aeroplanos. El aeroplano de 1912 era un artefacto de madera, tela y cables que volaba arrastrado por un motor refrigerado generalmente por agua. Las investigaciones y desarrollos de la década de los 30 y los avances tecnológicos de los años 40, fueron en gran medida responsables de las sorprendentes prestaciones y gran versatilidad alcanzados por los aviones actuales. La búsqueda de nuevos materiales aeroespaciales que comenzó hacia el año 1970, ha conseguido extender rápidamente las capacidades de prestaciones de los aeroplanos mucho más allá de cualquier previsión realizada una década antes. Inicialmente, el objetivo era lograr mayores prestaciones, pero la crisis energética añadió empuje e intereses a la súbitamente desenfrenada búsqueda de costos de fabricación menores y disminución del consumo energético. Surgió una necesidad real de nuevos materiales que pudieran vencer los problemas de peso, corrosión y problemas térmicos y de fatiga que acortan las vidas operativas y reducen las características de componentes y vehículos aeroespaciales.

Los resultados del enorme esfuerzo realizado, son una fantástica panoplia de nuevos materiales capaces de proporcionar un enorme empuje en la eficiencia y posibilidades de los ingenios aeroespaciales, al tiempo que reducen la dependencia de la Industria Aeroespacial de gran número de minerales y metales que se asociaban normalmente al diseño de aeroplanos.

En este breve trabajo, se tratará primero de dar una rápida idea de las aplicaciones actuales de algunos nuevos materiales en los aeroplanos de combate, presentando luego una somera visión de los materiales en que se está trabajando actualmente y las posibilidades que parecen ofrecer, para terminar comentando algo sobre los materiales de que estará hecho el futuro avión de combate, que ya casi es presente y que sustituirá a los actuales F-14 y F-15 o F-16 y F-18, Tornado y Mirage, Jaguar, etc., en un plazo que pasará más rápido de lo que imaginamos. De hecho, los prototipos del futuro avión de combate ya están comenzando a montarse.

LOS MATERIALES COMPUESTOS EN LOS ACTUALES AEROPLANOS DE COMBATE

La posibilidad de optimizar la orientación de las fibras para "hacer a la medida" el material, a fin de cubrir las requerimientos pedidos de resistencia y rigidez, es una de las ventajas fundamentales de los materiales compuestos. Sin embargo, su inherente anisotropía y naturaleza frágil, hace que el proceso de

diseño con estos materiales sea algo más complejo que para materiales metálicos.

Una de las principales ventajas de los materiales compuestos es la posibilidad de fabricar partes complejas en una sola operación, reduciendo así los costos y requerimientos asociados con las fases de montajes secundarios de los diversos elementos. Esto, unido a que el porcentaje de material compuesto desperdiciado durante procesos de fabricación es de tan sólo un 10% o menos frente a casi un 80% en el caso de algunas piezas metálicas (por ejemplo, revestimientos integrales fresados), puede conducir a costos de manufactura menores que con metales, compensando, al menos parcialmente, el mayor costo de adquisición de la materia prima de los materiales compuestos (fibras y preimpregnados).

Las ventajas fundamentales en cuanto a propiedades mecánicas de los materiales compuestos avanzados frente a los metales son mejor rigidez específica, resistencia específica (o por unidad de masa) y resistencia en fatiga. También poseen en general una mejor resistencia a la corrosión, aunque los compuestos de matriz epoxi tienen tendencia a perder resistencia a elevada temperatura y en ambientes con alto contenido en humedad.

Las mejores propiedades mecánicas de los materiales compuestos conducen a reducciones de peso respecto a diseños metálicos que oscilan entre el 10% y el 50%, siendo normales reducciones entre el 20% y el 30%. Esta reducción en peso "muerto" puede utilizarse para aumentar el radio de acción, carga útil, maniobrabilidad y velocidad o para reducir el consumo de combustible, etc. Por ello y según expertos en el tema, puede decirse que, de modo general, hoy en día es rentable el pagar hasta unas 120.000 ptas. por cada kg. que se reduzca en el peso vacío de un aeroplano militar.

La aplicación de los materiales compuestos avanzados en los aeroplanos de combate permite no sólo lograr una considerable mejora en prestaciones generales como consecuencia de una reducción en el peso estructural, sino que además y como ha mostrado sobradamente el programa HIMAT, pueden lograrse resultados increíbles sobre la maniobrabilidad y comportamiento aerodinámico en un amplio margen de regímenes de vuelo. En efecto, estos nuevos materiales ofrecen la inusual oportunidad de diseñar simultáneamente material y estructura, variando la respuesta mecánica del material a lo largo de la estructura del modo que se desee. Así, la elevada rigidez específica y sobre todo la gran direccionalidad de las propiedades de los compuestos de fibra de carbono, sugieren aplicaciones tales como la respuesta aeroelástica "a medida" u optimizada de la estructura que no son posibles con materiales convencionales isotrópicos. Actualmente, se está trabajando en la línea de "acomodar" la interacción entre distorsión estructural y cargas aerodinámicas, de modo que se obtenga la forma o configuración óptima del ala y superficies de mando en condiciones de vuelo tan diferentes como crucero supersónico y combate en régimen transónico, cubriendo además en todo momento los requerimientos de resistencia, efectividad de mandos de vuelo, etc.

Una de las grandes ironías de la historia de los materiales compuestos es el que después de un intenso desarrollo de su tecnología en el seno de la Fuerza Aérea, la primera aplicación de producción en aeroplanos de combate fue en el Grumman F-14 para la U.S. Navy. En 1969 se tomó la valerosa decisión de utilizar un material totalmente nuevo y sin experimentar, el compuesto boro/epoxi, en los revestimientos del cajón central del estabilizador horizontal, constituyendo tan sólo el 1% del peso estructural y lográndose una reducción en el peso del estabilizador del 19% respecto a una estructura totalmente metálica. Sin duda, el empleo de compuestos avanzados en el F-14, constituye uno de los grandes hitos de la tecnología de los materiales. Otros componentes del F-14 "Tomcat" que se está pensando modificar, realizándolos en compuestos

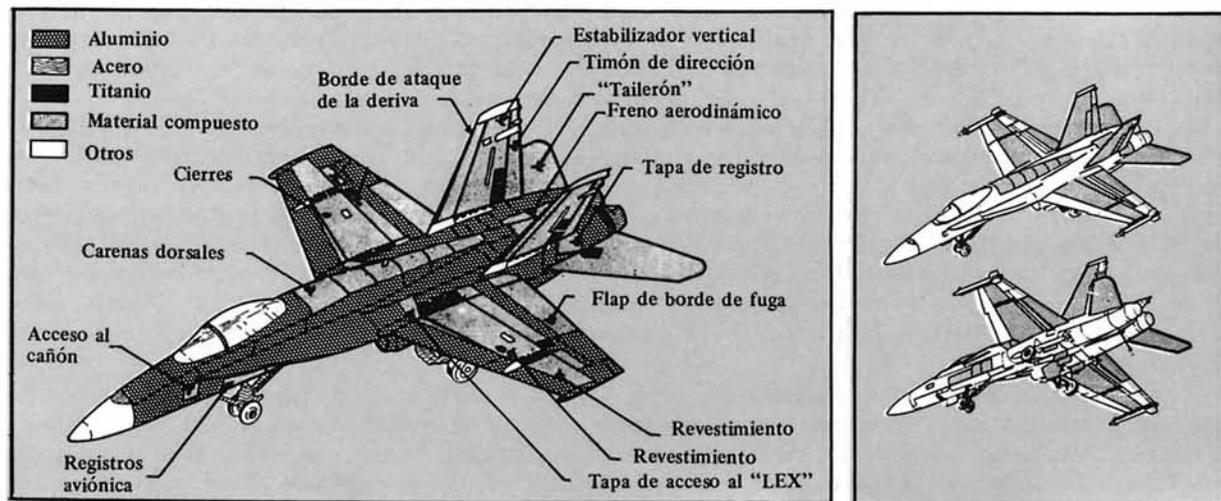


Figura 1. Distribución de materiales en el F-18 (izquierda) y elementos de material compuesto C/E en el F-18 (zonas sombreadas, derecha)

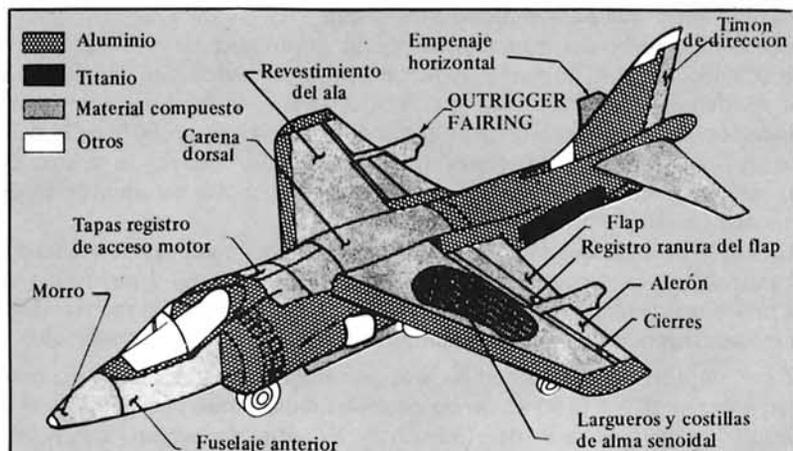


Figura 2. Distribución de materiales en el AV-8B

Tabla 1. Empleo de diversos materiales en el fuselaje anterior del AV-8B

Material	(kg)	%
Material compuesto	65,3	83,3
Aluminio	2,72	3,5
Titanio	3,63	4,6
Remaches y materiales varios	6,80	8,6
TOTAL	78,45	100,00

carbono/epoxi y actualmente en evaluación en prototipos, son los estabilizadores verticales y las compuertas del tren principal. El primer elemento de producción en compuestos carbono/epoxi fue una carena subalar de General Dynamics F-111 de la Fuerza Aérea de los EE.UU.

El McDonnell-Douglas F-15 ("Eagle") de la "U.S. Air Force", utiliza el boro/epoxi en los revestimientos de derivas, timones de dirección y "tailerones" o "estabilizadores" (cola horizontal toda móvil), con una reducción en el peso del empenaje del 25% frente a uno totalmente metálico. En 1975, el freno aerodinámico de aluminio que constaba de 1.200 piezas, se sustituye por uno de carbono/epoxi con tan sólo 250 piezas.

La aparición del General Dynamics F-16, marca el desplazamiento del boro por el carbono en aplicaciones estructurales en general. En este caza todos los revestimientos del empenaje, tanto vertical como horizontal, son de compuesto carbono/epoxi, habiéndose logrado disminuir el peso del empenaje en un 23% respecto a uno totalmente metálico. El carbono/epoxi constituye el 2% del peso estructural total del F-16.

El McDonnell-Douglas F/A-18 marcó un nuevo hito en la utilización de los materiales compuestos avanzados, al construirse con carbono/epoxi los revestimientos del ala, además de la deriva y estabilizador horizontal (de tipo "tailerón"), superficies de control, freno aerodinámico, extensiones de borde de ataque y diversas tapas de registros. Los materiales compuestos constituyen en este aeroplano casi el 10% del peso estructural y el 50% del "área mojada", con un peso total de 450 kg. que suponen una reducción del 35% respecto al peso estructural que se habría alcanzado si se hubieran empleado elementos totalmente metálicos.

Otro gran paso adelante se da con la aparición del McDonnell-Douglas AV-8B, en el que el empleo de materiales compuestos, esencialmente carbono/epoxi, llega al 26% del peso estructural del aeroplano, con cerca de 590 kg. de compuestos carbono/epoxi (C/E) en el ala (revestimientos y estructura interna), fuselaje anterior, empenaje vertical y horizontal, flaps y alerones y carena dorsal. La reducción en peso lograda respecto a si el avión hubiera tenido que ser totalmente metálico, es del 20 al 25% en los elementos de compuesto C/E, lo que ha conducido a casi doblar la capacidad de carga útil o radio de acción de este notable aparato. Como botón de muestra, el fuselaje anterior de compuesto C/E consta de 88 piezas y 2.450 remaches en lugar de las 237 piezas y 6.440 remaches del mismo conjunto metálico, teniendo un peso un 42% inferior al metálico. En la tabla 1 se presenta la distribución de materiales en el fuselaje anterior del AV-8B.

Como ejemplos adicionales de aplicación de materiales compuestos en aviones de combate pueden citarse: el timón de dirección del Mirage III; los alerones de serie y el estabilizador horizontal en fase de ensayos del Mirage F-1; deriva, timón de dirección, elevones y flaperones, compuerta del tren auxiliar, varias tapas de registros de acceso a motores y aviónica y las compuertas de entrada de aire al motor en los aviones de serie Mirage-2.000, con un 12% del peso estructural en material compuesto y una reducción del 25% en peso; elevones y timón de dirección, superficies de control "canard", compuertas del tren de aterrizaje, frenos aerodinámicos y tapas de diversos registros en el Mirage 4.000; empenaje del Alpha-Jet un 18% más ligero; cajón del ala y empenaje horizontal del F-111, "tailerones" del Tornado; ala y superficies de mando del Grumman X-29; etc.

La lista que hace 10 años ocupaba muy poco, hoy día empieza a resultar ya larga y su enumeración detallada carece de interés en el contexto de este breve repaso a las aplicaciones en aviones de combate de materiales compuestos, habiéndose tratado, con los ejemplos citados, de dar una idea general de la rápida evolución del empleo de los nuevos materiales en la aviación militar, lo que hace pensar que quizás en el futuro veamos un caza construido totalmente o casi en material compuesto y que está claro que estamos posiblemente aún lejos del límite en el empleo de los materiales compuestos avanzados y probablemente no se haya nada más que comenzado a explotar el tremendo potencial que ofrecen dichos materiales.

NUEVOS MATERIALES METALICOS Y NUEVOS MATERIALES COMPUESTOS, MAS OPCIONES PARA ELEGIR

Una de las más interesantes consecuencias del creciente empleo de los materiales compuestos en diversas aplicaciones, ha sido probablemente el "despertar" a los especialistas en materiales metálicos y hacer que haya crecido considerablemente el esfuerzo por encontrar nuevas aleaciones y nuevos procesos para elevar las posibilidades de utilización de aluminios y titanios fundamentalmente.

Existen actualmente varias compañías desarrollando las "nuevas" aleaciones Aluminio-Litio (Al-Li), (en realidad, la primera aleación Al-Li comercial se desarrolló ya en 1924 en Alemania, denominándose Scleron y con tan sólo un 0,1% de Li en peso), pero se han encontrado ciertas dificultades debido a la alta reactividad del Li. Hasta la fecha, se han obtenido aleaciones con un 2,7% de Li como máximo, lográndose una disminución en densidad del 7 al 10%, aunque las investigaciones prosiguen para conseguir, en un plazo de unos 10 años, una aleación comercializable con un 5% de Li. El coste actual de estas aleaciones es entre 8 y 10 veces menor que el de los preimpregnados de fibra de carbono. Además de disminuir la densidad, la adición de Li mejora el módulo elástico.

Una nueva generación de aleaciones de Al para pulvimetalurgia (p/m), parece ofrecer una mejor combinación de resistencia mecánica al agrietamiento por corrosión bajo tensiones y tenacidad que las aleaciones Al-Li. Las resistencias últimas en tracción previstas por la firma "ALCOA" para las aleaciones 7XXX de Al para p/m, son de 750 MPa en estado T6 y de 660 MPa en estado T73 (un 30% más que la actual 7075 en ambos casos de tratamiento). La utilización prevista para estas nuevas aleaciones es en áreas del aeroplano donde se requiera un alto grado de resistencia mecánica, tenacidad y resistencia a corrosión bajo tensiones.

La nueva serie 2XXX para p/m se está desarrollando para zonas donde se requiera resistencia a corrosión y a fatiga. Estas nuevas aleaciones de Al serían útiles para llantas de tren de aterrizaje, esperándose que sean más duraderas y ligeras que las de aleación 2014 actualmente en uso. Asimismo se están desarrollando aleaciones de Al de p/m para forja y empleo a elevada temperatura (entre 175 y 315°C) con una composición que incluye un 8% de Fe y un 4% de Ce (Cesio). En la tabla 2 se resumen algunas propiedades de aleaciones de aluminio de alta resistencia, para p/m y Al-Li.

La Fuerza Aérea de los EE.UU. está trabajando en sus laboratorios de Wright-Patterson en un ambicioso

Tabla 2. Propiedades mecánicas de aleaciones de aluminio de alta resistencia, para p/m y Al-Li

Aleación	Límite elástico (MPa)	Resist. trac. (MPa)	Alargamiento %	Módulo (GPa)	Densidad (g/cm ³)	K _{IC} (MPa√m)
7050-T6	475	540	8	71,0	2,80	33
7075-T6	470	540	8	71,1	2,81	25
7075-T73	390	465	8	71,1	2,81	30
7150-T651	530	575	7	71,0	2,80	22
7475-T761	415	490	9	70,3	2,80	33
PM 7090-T7 E69	580	620	9	73,1	2,85	31
PM 7091-T7 E70	483	538	11	71,7	2,85	47
Al-Li de alta resistencia	552	621	9	76,0	2,50	14
Al-Li de baja densidad	345	524	11	80,0	2,50	35
Al-Li tolerante al daño	469	517	9	80,0	2,50	36

Tabla 3. Algunas propiedades del ARALL

Aleación de aluminio	7075 tipo 1	7075 tipo 2	2024 tipo 1	2024 tipo 2
Límite elástico (MPa)	635	530	380	340
Resistencia en tracción (MPa)	735	785	590	610
Límite elástico en compresión (MPa)	355	325	255	240
Módulo elástico (GPa)	69	63	70	64,7
Alargamiento (%)	1,9	3,5	2,4	4,2
Densidad (g/cm ³)	2,45	2,45	2,45	2,45

Tabla 4. Coste aproximado por kg. de algunos materiales (1984)

Material	Costo en US \$/kg.
Aleaciones convencionales de Al	6
Aleaciones Al-Li	12 a 18
ARALL	30 a 50
Preimpregnado de "kevlar"	>50
Preimpregnado de carbono	80 a 120

programa sobre pulvimetalurgia del aluminio para alta temperatura, destinado al futuro caza táctico avanzado actualmente en desarrollo.

Otro nuevo material del que se oye hablar de hace poco tiempo a esta parte, es el denominado ARALL (Aramid-Aluminium-Laminate). Se trata de un material realizado a base de láminas de aleación de aluminio, unidas entre sí por capas de tejido o fibras de poliaramida (fibra orgánica de las que la más conocida es el "kevlar") impregnadas de adhesivo. Es un material resistente al crecimiento de grietas de fatiga y cuya aplicación potencial más interesante es en elementos tales como ala o fuselaje, habiéndose planteado como muy interesante un ala con el revestimiento de extradós realizado en material compuesto de matriz metálica y el de intradós a base de ARALL.

Laminados de ARALL a base de láminas de aleación 7075-T6, han logrado incrementar un 10% la resistencia mecánica y disminuir un 15% la densidad respecto a una plancha equivalente de 7075-T6, mejorando considerablemente la resistencia a fatiga y manteniendo un módulo elástico igual. El siguiente paso a dar es utilizar láminas de Al-Li para reducir aún más la densidad del ARALL. En la tabla 3 se dan algunos valores de propiedades mecánicas de varios laminados ARALL.

En lo referente al Titanio, se están desarrollando nuevas aleaciones con mejores propiedades de resistencia estática y en fluencia a elevada temperatura, tales como las aleaciones Ti-Tierras raras y también aleaciones de procesamiento más sencillo y/o económico, como la aleación Ti-15V-3Cr-3Al-3Sn que puede conformarse en frío y que posee además excelente soldabilidad. Estas aleaciones junto a las de p/m y para procesos de adhesión por difusión y conformado superplástico, hacen del titanio un material con nuevas e interesantes posibilidades en los futuros aviones de combate.

La descripción de nuevos materiales sería realmente extensa, y por ello, tan sólo se mencionarán (quizás en otra ocasión se pueda insistir más en ellos), algunos más, como los materiales compuestos de matriz metálica que aplicados a elementos estructurales pueden lograr reducciones de peso del orden del 20 al 50%. Los sistemas más prometedores parecen ser las aleaciones de aluminio, titanio y magnesio reforzadas con fibras continuas de alúmina, boro, carburo de silicio y carbono. También deben mencionarse los compuestos carbono/carbono y de matriz cerámica, los de crecimiento direccional o eutéctico, los "híbridos" que mezclan fibras de distintos tipos, las nuevas matrices termoplásticas, las fotopolimerizables, de ciclos cortos y de baja presión de curado, etc.

Se están desarrollando nuevas fibras de carbono con un módulo elástico de más de 800 GPa (4 veces el del acero y pesando 4 veces menos) y otras con resistencias de hasta 6.900 MPa (unas 3,5 veces la resistencia de los aceros de alta resistencia).

También entre los aceros se está trabajando en nuevos materiales de alta resistencia, como el HP 310 o el AF 1410 (14Co-10Ni-2Cr-1Mo-0,16C) o de baja aleación y elevada resistencia, tratando de no depender de materiales estratégicos como el Co o el Ni.

En definitiva, puede decirse que los nuevos horizontes abiertos por la aparición de los materiales compuestos, unido a los también nuevos problemas que plantean su utilización, ha empujado a toda la industria de los materiales a una búsqueda incesante de mejores características al menor precio posible, tratando de ocupar un lugar adecuado y no sucumbir a manos de los competidores. Esto ha originado un amplio abanico de posibilidades que se extiende cada día más y permitirá elegir el material adecuado a cada aplicación, elección que deberá ser muy cuidadosa y considerar no sólo la novedad del material, sino toda una enorme serie de factores de diseño que van desde propiedades mecánicas, fabricabilidad, peso y costo, pasando por respuesta del material al medio ambiente de servicio y durabilidad, hasta consideraciones de reparabilidad, facilidad de mantenimiento e inspección, etc.

LOS MATERIALES ESTRUCTURALES DEL FUTURO AVION DE COMBATE

En las figuras 3 y 4 se muestra la evolución de la utilización de materiales estructurales en varios aviones militares y la posible tendencia general en el empleo de materiales compuestos avanzados en las estructuras de las aeronaves de la próxima generación. Estudios de la Fuerza Aérea de los EE.UU. indican que el empleo de materiales compuestos en un 75%-80% de la estructura, podría reducir el peso global del sistema de armas en un 26%. En realidad, no siempre es posible o práctico llegar a un empleo tan elevado de materiales compuestos en la estructura, y aunque en el caso de aviones subsónicos de apoyo o enlace y sobre todo en helicópteros, si se ha demostrado (programa A.C.A.P.) que puede construirse una estructura casi totalmente de material compuesto, no puede decirse lo mismo para aviones de combate. En estos últimos, la tendencia actual consiste en combinar los materiales compuestos con aleaciones de titanio y aluminio especiales para nuevos procesos, como pulvimetalurgia, conformado superplástico y adhesión por difusión, tratando de lograr aviones que sean más baratos de construir y más ligeros, con menores problemas de mantenimiento y vidas operativas más largas, a la vez que sean más maniobreros, lleguen más lejos, más rápido (crucero supersónico) y posean mayor capacidad de carga útil, una imagen radar menor, etc.

Los procesos de pulvimetalurgia, adhesión por difusión y conformado superplástico, ligados a nuevas aleaciones de aluminio y titanio (la adhesión por difusión no es posible en términos generales para el aluminio), conducen a lograr elementos más baratos como consecuencia de no desperdiciarse apenas material en la construcción del elemento por una parte y disminuir el número de elementos que forman un conjunto por otra, ventajas éstas que ya poseen los materiales compuestos avanzados.

En la actualidad se está trabajando en tres interesantes proyectos de aeroplanos que pretenden, los dos europeos, marcar las líneas de los que pudieran ser el futuro "EFA" (European Fighter Aircraft) y

Tabla 5. Resumen de pesos del "Advanced Tactical Aircraft"

	Material compuesto	Material metálico
Peso bruto (kg.)	18.144	21.910
- Estructura	5.501	7.750
- Propulsión	3.173	3.672
- Equipo fijo	2.164	2.265
- Carga útil fija	538	547
- Carga útil	2.346	2.346
- Combustible (necesario para cumplir la misión)	4.422	5.330
- Combustible (capacidad máxima)	6.804	6.804

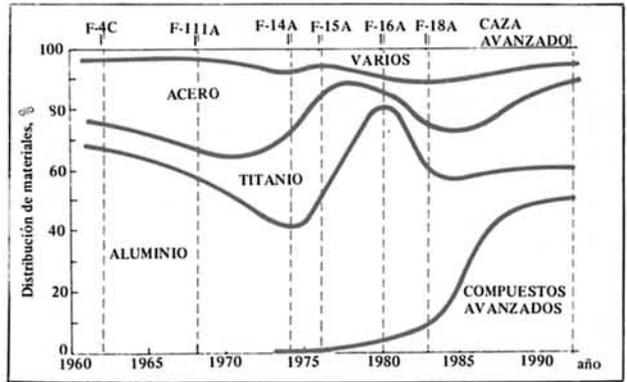


Figura 3. Utilización de materiales en aeroplanos de combate

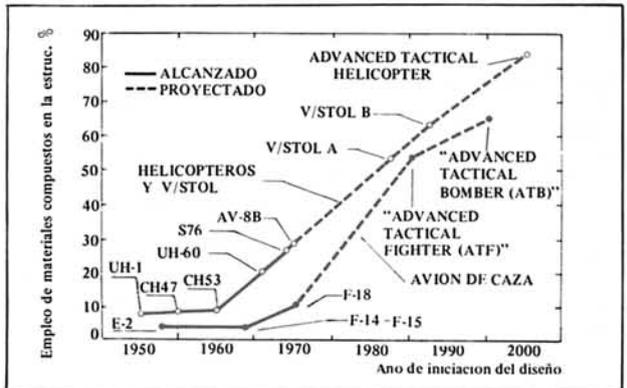


Figura 4. Utilización de materiales compuestos en varios proyectos de aeronaves

el norteamericano, sustituir al F-15 mejorando notablemente sus posibilidades. Se trata de los "Rafale" francés y "EAP" (Experimental Aircraft Program) británico y del "ATF" (Advanced Tactical Fighter) estadounidense.

El primero de ellos, bimotor con ala de doble delta y configuración "canard", cuyo primer vuelo está previsto para mediados de 1986, trata de definir las tecnologías a utilizar en la siguiente generación de cazas franceses. Un 35% de su peso estructural será de materiales compuestos e incluye aleaciones de Al-Li en elementos como cuadernas del fuselaje y fijaciones del ala. El fuselaje anterior, superficies de control y la mayor parte del ala, serán de compuesto carbono/epoxi y además llevará algunos elementos de titanio, como los "slat" de borde de ataque, fabricados mediante conformado superplástico/adhesión por difusión.

En cuanto al "EAP" de British Aerospace (véase figura 5), será un bimotor de configuración "canard" cuyo primer vuelo se prevé para mediados de 1986. El ala está realizada en su totalidad de compuesto reforzado con fibra de carbono y se prevé el empleo de aleaciones Al-Li en otros componentes.

El "Advanced Tactical Fighter" realizará su primer vuelo hacia 1991, queriéndose lograr que su imagen radar sea tan sólo un 1% de la del actual F-15 y además su emisión IR sea mínima. Se piensan utilizar aleaciones Al-Li y materiales compuestos de matriz termoplástica, a fin de lograr una reducción global en el peso vacío del 20% frente a un aeroplano que empleara estructura metálica convencional del tipo de la del F-15. En la tabla 5 se presenta la comparación entre los pesos de diversos elementos de uno de los proyectos propuestos para el ATF, realizado en material compuesto o metálico, pero manteniendo en ambos casos la misma relación empuje/peso de 1,179. Las matrices termoplásticas de nuevo desarrollo permitirán soportar temperaturas de hasta 180°C, presentes en vuelo supersónico de crucero a Mach 1,5. Presentan ventajas interesantes respecto a las termoestables (epoxi, etc.) actualmente en uso, tales como mayor tolerancia al daño, mayor relación de daño visible correspondiente a daño interno, no necesitar almacenarse en congelador antes de su procesado, tener un control de temperatura durante la fabricación menos rígido, poseer ciclos de curado más cortos y ser más fáciles de reparar.

De modo general, la tendencia del empleo previsible de materiales estructurales en la futura generación de aeroplanos de combate, puede resumirse del modo siguiente:

- Ala. No solamente una disminución de peso estructural del orden del 20%, sino el optimizar aeroelásticamente el ala, son motivos fundamentales para que se piense construir ésta a base de compuestos reforzados con fibra de carbono en los revestimientos, largueros del cajón de torsión de tipo multilarguero y la

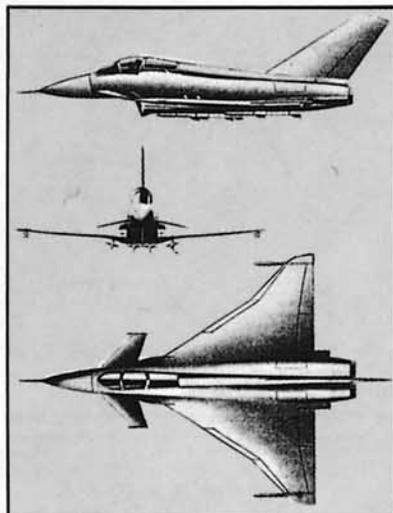


Figura 5. Configuración definitiva del "EAP" de British Aerospace. Las superficies de control tipo "canard" y el ala serán de compuestos reforzados con fibra de carbono

Tabla 6. Posible empleo de materiales en el futuro avión de combate

Componente	Material	Porcentaje del peso estructural
Ala, flaps, deriva, timón, paneles del fuselaje posterior, paneles de acceso al comportamiento motor, frenos aerodinámicos.	Compuesto reforzado con fibras de carbono (CFC)	50-60%
Fuselaje anterior y fuselaje central. Marco de la cabina.	CFC y/o aleación de Al	20-30%
Cuadernas del fuselaje posterior, costillas de encastramiento del ala.	aleación de Al	
Cuadernas maestras del fuselaje, revestimiento interno del área de motores y herrajes de unión-ala-fuselaje.	y/o de Ti aleaciones de Titanio	10-15%
Tren de aterrizaje, herrajes varios, etc.	aceros y otros	10%

mayoría de las costillas. Herrajes de unión al fuselaje y algunas de las costillas del encastramiento del ala, se prevén a base de titanio conformado superplásticamente, aleaciones Al-Li o acero en función de los estados de carga de cada caso particular. Los bordes de ataque serán probablemente de núcleo de panel de abeja de Al o Nomex, revestidos de compuestos reforzados con fibras de carbono o vidrio. Flaps y alerones serán de compuestos de carbono sobre núcleo probablemente de aleación de Al.

— Empenaje. Los aeroplanos futuros harán probablemente un amplio uso de compuestos reforzados de fibra de carbono en deriva, "ailerones" y/o superficies de mando anteriores (tipo "canard"), para lograr un diseño optimizado aeroelásticamente, con disminuciones de peso del orden del 20%. Probablemente se empleen núcleos de aleación ligera y herrajes de unión al fuselaje de aleaciones de titanio o acero. Bordes de ataque y marginales se prevén de compuesto reforzado de fibra de vidrio sobre núcleo de panel de abeja.

— Fuselaje. Parece existir una marcada tendencia a realizar el fuselaje anterior a base de compuestos reforzados con fibra de carbono, mamparas de presión en aleaciones avanzadas de aluminio y herrajes de acero o titanio, o si no hacer el fuselaje anterior de aleación de aluminio. Los conductos de toma de aire del (o los) motores parece factible realizarlos mediante devanado de filamentos de carbono, las cuadernas principales de aleación de titanio mediante conformado superplástico/adhesión por difusión y el resto de cuadernas, largueros y revestimientos, de compuestos con fibra de carbono. Los trenes de aterrizaje parece serán de material metálico (acero y aleaciones de aluminio y titanio), los frenos aerodinámicos, tapas de registros, etc., de compuesto de fibra de carbono y algunas carenas de fibra de kevlar.

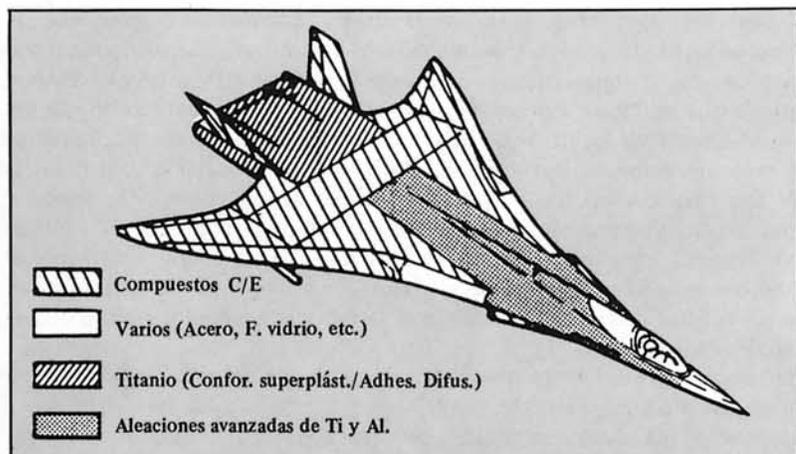


Figura 6. Posible configuración del futuro caza de tecnología avanzada

Dependiendo de la fuente de información, los porcentajes de cada material varían a veces notablemente, aunque, en términos generales, pueden tomarse como una buena indicación los presentados en la tabla 6 y las distribuciones aproximadas de materiales de la figura 6.

Finalmente y aun cuando queda todavía mucho que discutir sobre el tema, es interesante quizás el terminar planteando una pregunta: ¿Estamos preparándonos de modo adecuado para asimilar estas nuevas tecnologías?