



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA
DE MEXICO**

FACULTAD DE INGENIERIA

**CARACTERISTICAS Y APLICACIONES DE
MATERIALES COMPUESTOS EN LA INDUSTRIA
AERONAUTICA COMERCIAL**

T E S I S

**QUE PARA OBTENER EL TITULO DE:
INGENIERO MECANICO ELECTRICISTA
P R E S E N T A N :
ALEJANDRA GARZA VAZQUEZ
ENRIQUE JALIFE BAUTISTA**

**DIRECTOR DE TESIS:
LIBALDO E. MARQUEZ AMADOR**



MEXICO, D. F.

1993

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas Tesis Digitales Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS © PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis está protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

INDICE

CAPITULO	Página
<u>I.- PANORAMA GENERAL DE LA AERONAUTICA.</u>	1
I.1.- ETAPAS HISTORICAS SOBRESALIENTES DENTRO DEL DESARROLLO DE LA AVIACION COMERCIAL.	4
I.2.- INDUSTRIA AERONAUTICA COMERCIAL.	7
I.3.- EVOLUCION DE LOS MATERIALES EN EL DESARROLLO DE LA AERONAUTICA.	10
I.4.- SITUACION NACIONAL EN LA INDUSTRIA AERONAUTICA.	21
<u>II.- MATERIALES COMPUESTOS.</u>	26
II.1.- MATERIALES COMPUESTOS Y SU CLASIFICACION.	26
II.2.- PROPIEDADES Y CARACTERISTICAS DE LOS MATERIALES COMPUESTOS.	36
II.3.- MATERIALES COMPUESTOS UTILIZADOS EN AERONAUTICA.	42
<u>III.- CRITERIOS GENERALES SOBRE SELECCION DE MATERIALES.</u>	52
III.1.- EL PROBLEMA DE LA SELECCION DE MATERIALES.	53
III.2.- CARACTERISTICAS DEL RENDIMIENTO. DE LOS MATERIALES.	55
III.3.- PROCESO DE SELECCION DE MATERIALES.	61
III.4.- LA ECONOMIA DE LOS MATERIALES.	66
III.5.- METODOS DE EVALUACION PARA LA SELECCION DE MATERIALES.	67

CAPITULO**Página**

IV. - <u>CARACTERISTICAS Y APLICACIONES EN LA INDUSTRIA AERONAUTICA DEL MATERIAL COMPUESTO FABRICADO CON FIBRA ARAMIDA KEVLAR 49 Y RESINA EPOXICA.</u>	93
IV.1.- CARACTERISTICAS DE LA FIBRA KEVLAR 49 Y SU APLICACION EN MATERIALES COMPUESTOS.	95
IV.2.- PROPIEDADES FISICAS DE LA FIBRA KELVAR 49	96
IV.3.- PROPIEDADES MECANICAS DEL MATERIAL COMPUESTO REFORZADO CON FIBRA ARAMIDA KEVLAR 49.	102
IV.4.- PROPIEDADES FISICAS DEL MATERIAL COMPUESTO REFORZADO CON FIBRA ARAMIDA KEVLAR 49 EN FORMA DE TELA CON APLICACIONES DIRECTAS EN LA INDUSTRIA AERONAUTICA COMERCIAL.	110
V. - <u>ANALISIS DE FALLA.</u>	157
V.1. - CAUSAS DE FALLA.	157
V.2. - TIPOS DE FALLA.	158
V.3. - TECNICAS DE ANALISIS DE FALLA.	159
V.4. - EVALUACION NO DESTRUCTIVA.	166
V.5. - APLICACION DE LAS TECNICAS NDI EN ESTRUCTURAS AERONAUTICAS FABRICADAS CON MATERIALES COMPUESTOS.	171
V.6. - PRUEBAS DE FATIGA DE TAMAÑO NATURAL DEL A320.	182
<u>CONCLUSIONES.</u>	190
<u>BIBLIOGRAFIA.</u>	196

I

CAPITULO I.- PANORAMA GENERAL DE LA AERONAUTICA

Los afanes del hombre por competir contra las aves, intentando imitarlas y superarlas en vuelo, son tan antiguos como la historia misma de la humanidad. Por lo menos, desde unos cinco mil años antes de Jesucristo, el hombre empezó a observar el vuelo de las aves y quiso tener también alas para volar.

La audacia del hombre y su afán por viajar cruzando los aires lo motivó inicialmente a construir aparatos sencillos, pero posteriormente, conforme se fueron dando los avances tecnológicos, éstos se fueron complicando, marcando así las diferentes etapas del desarrollo de la aeronáutica mundial y nacional, las cuales se expondrán brevemente a continuación.

Fue hasta 1783 cuando después de tantos intentos el hombre logra ver realizado su sueño de elevarse a las alturas, aún cuando para ello no utilizó alas si logró llegar hasta donde moraban las aves. Fue el 3 de Julio del año antes citado cuando en Francia los hermanos José Miguel y Jacobo Esteban Montgolfier logran elevarse con un globo de aire caliente en el poblado de Annonay, significándose como los primeros aeronautas de la historia, lo que le dió a su país la oportunidad de convertirse, a partir de ahí, en la cuna de la navegación aérea.

El globo permitía al hombre mantenerse en el aire, pero no volar en el verdadero sentido de la palabra. Era un medio de lograr un fin, más no era la solución al sueño persistente de volar como las aves.

Históricamente, el vuelo en planeo libre y posteriormente con energía motriz se debió fundamentalmente al genio de cuatro hombres: Sir George Cayley, Otto Lillenthal y los hermanos Wilbur y Orville Wright.

Al primero, Cayley, de origen inglés, los historiadores lo han llamado el "verdadero inventor del aeroplano", ya que puso los cimientos para la investigación aeronáutica posterior. Fue el primero que reunió en forma teórica los numerosos elementos necesarios para el vuelo práctico. Propuso un sistema mecánico de energía motriz, una máquina que denominó "el primer motor". Comprendió que necesariamente tenía que ser liviano y sugirió que podría funcionar "mediante la combustión súbita de polvos o fluidos inflamables": el motor de combustión interna. En forma muy precisa resumió la tarea que debían resolver los expertos en aerodinámica: "Todo el problema se confina dentro de estos límites: hacer que una superficie sostenga un peso dado mediante la aplicación de la energía motriz a la resistencia del aire".

El primer vuelo tripulado se hizo en un primitivo artefacto, ideado y construido en 1849 por Cayley.

La mayor aportación a la aeronáutica anterior a los Wright, aparte de la de Cayley, provino del alemán Otto Lillenthal cuya sobresaliente aportación fue su decisión de dedicarse a adquirir experiencia en el vuelo propiamente dicho. A partir de 1891 construyó y voló una serie de planeadores, los cuales eran ligeros y volaban aprovechando las corrientes atmosféricas sin la necesidad de un motor. Aunque su experiencia total de vuelo fue breve, demostró de una vez por todas que una ala debidamente diseñada sostenía el peso de un hombre en el aire.

Wilbur y Orville Wright, norteamericanos, hicieron algo más que inventar y volar el primer aeroplano con motor: compilaron un acervo de conocimientos precisos en la ciencia apenas explorada de la aeronáutica. Aunque su invento fue en parte la prolongación lógica del trabajo de otros, pusieron en claro para siempre un tema obscurcido por siglos de mitos, conjeturas y cálculos erróneos. Al emprender su tarea, los hermanos se convirtieron en ingenieros y teóricos en aeronáutica de enorme categoría. Fueron los primeros en resolver con su trabajo ciertos problemas, como el control de las alas en el aire inestable y el diseño de hélices eficaces. Abrieron brecha científica al determinar el efecto de sustentación del viento sobre las alas curvadas.

La historia los considera como unos pensadores originales cuyas ideas cambiaron al mundo, las cuales se materializaron después de innumerables investigaciones y pruebas, al diseñar y

construir un aeroplano para el vuelo con motor. El 17 de diciembre de 1903 en Kitty Hawk, Carolina del Norte, se realizó el glorioso acontecimiento que marcaría la era del vuelo tripulado con motor.

El día histórico de Kitty Hawk tuvo su consecuencia inevitable: más trabajo por hacer. El vuelo salía de la fase experimental; comenzaba la aviación práctica.

I.1.- ETAPAS HISTORICAS SOBRESALIENTES DENTRO DEL DESARROLLO DE LA AVIACION COMERCIAL

La aviación comercial se inicia históricamente en Tampa, Florida, en 1914 comenzando su desarrollo aprovechando los avances tecnológicos logrados durante la Primera Guerra Mundial. La zona de expansión de estos servicios fue la Costa Francesa Mediterránea y el Norte de Francia, los Desiertos y la Costa Occidental de Africa, dicha zona sirvió como plataforma para la posterior explotación de rutas a Sudamérica a través del Atlántico Sur.

En el año de 1944 la empresa británica De Havilland decidió iniciar el proyecto de un avión civil reactivo de superioridad llamado "Comet". El prototipo de este aparato denominado Comet-1 voló por primera vez en Hatfield, Inglaterra, el 27 de julio de 1949. Este avión transportaba a 36 pasajeros y se propulsaba con cuatro turborreactores. El 2 de mayo de 1952 este aparato efectuó

el primer e histórico vuelo internacional de pasajeros entre Londres y Johannesburgo propulsado por motores a reacción, adquiriendo gran popularidad.

El primer avión soviético de pasajeros propulsado por turbinas de reacción fue el Tupolev 104 o TU-104, el cual fue presentado durante un vuelo a Londres el 22 de marzo de 1956.

A principios de los años 60's el desarrollo estructural y motriz de la tecnología aeronáutica propició el retorno al concepto trimotor por parte de los proyectistas de Estados Unidos, Gran Bretaña y la Unión Soviética. El 5 de diciembre de 1960 la empresa estadounidense Boeing anunció el proyecto 727 que resultó ser el más popular de estos nuevos tipos de aeronaves. El 9 de febrero de 1963 en Renton, Washington, efectuó su primer vuelo el modelo Boeing 727-100, de fuselaje corto que transportaba a 131 pasajeros y el cual fue ordenado por numerosas aerolíneas. El éxito tecnológico de este aparato motivó a sus constructores a producir un modelo modificado de fuselaje largo capaz de transportar hasta 189 pasajeros, este modelo denominado Boeing 727-200 voló por primera vez el 27 de julio de 1967 y se propulsaba típicamente con tres reactores.

A mediados de los años 60's el diseño del avión de operación a base de hélices llegó al límite de su desarrollo con la aeronave gigante de transporte propulsada por turbinas. Gran Bretaña, la

Unión Soviética y Estados Unidos llevaron este tipo de proyecto hasta su más avanzado nivel de rentabilidad.

El Tupolev 144, primer avión supersónico de pasajeros en la historia, representa la más avanzada etapa de desarrollo de la aviación civil soviética. El proyecto, a cargo del Ingeniero Alexiei Andrielevitch Tupoliev, se inició en 1965 y el vuelo de prueba se efectuó el 31 de diciembre de 1968. El TU-144 tiene ala delta y su proa puede abatirse para permitir a sus pilotos ver la pista durante el despegue y el aterrizaje. Se impulsa con cuatro reactores.

En noviembre de 1962, los gobiernos Británico y Francés decidieron trabajar conjuntamente para producir el primer transporte aéreo de pasajeros supersónico en el mundo capitalista. La aeronave fue bautizada como "Concorde", el cual es un avión de alta velocidad, dotado de una ala delta y cuya propulsión es a base de cuatro turborreactores, vuela a una velocidad supersónica de Mach 2.2 transportando hasta 144 pasajeros.

El transporte de pasajeros y carga a nivel mundial adquirió carácter masivo al ser puesto en servicio el avión Boeing 747 Jumbo, concebido como sustituto de los más eficientes transportes existentes hacia mediados de los años 60's. El 747 entró en servicio el 22 de enero de 1970 con la empresa aérea Pan American

volando entre Nueva York y Londres. El Jumbo 747 transporta a 374 pasajeros con una propulsión de cuatro reactores.

I.2.- LA INDUSTRIA AERONAUTICA COMERCIAL

A lo largo del desarrollo de la ingeniería aeronáutica, el avión militar ha constituido siempre una representación total del avance tecnológico del país que lo produce, por tratarse usualmente de un elemento de competencia internacional, es difícil encontrar información certera. Su concepción, diseño y construcción, de carácter ultrasecreto, no se encuentran sujetos a limitaciones económicas, pero sí a informativas, para poder así cumplir con su única meta que es la superioridad en velocidad, altura y alcance. Estos requisitos en constante crecimiento imponen severas tareas a la planta industrial de la nación productora, las cuales se traducen en avances científicos y tecnológicos que pueden posteriormente ser aplicados a la fabricación de aviones civiles de gran rentabilidad económica, cuya información es menos difícil de conseguir.

La dificultad de construir aviones -y de venderlos- es tal que la mayoría de las naciones se conforman con comprar el equipo y explotarlo. Así, excepto la construcción de aviones de turismo, de negocios o la de aparatos extranjeros con licencia, toda la gran construcción aeronáutica comercial está concentrada en los Estados Unidos, La Ex-Unión Soviética y Europa Occidental.

En los Estados Unidos se cuenta con la mayor industria de construcción de estructuras, motores y equipos, además de contarse con actividades que desbordan completamente el campo aeroespacial. También en el Canadá existe una industria aeronáutica nada despreciable, pero por su estructura y sus intereses está estrechamente ligada a la norteamericana.

De la industria en la Ex-Unión Soviética se sabe poca cosa, aparte de los constructores generales con cuyos nombres han sido bautizadas las diferentes familias de aviones: Tupolev, Antonov, Mikoyan (los MiG) o Iliushin, también se sabe que los rusos proporcionaban casi la totalidad de los aviones de que disponen las democracias populares y algunos países del tercer mundo. Sus aviones, de construcción rústica pero robusta, con una aerodinámica muy estudiada y dotados de motores potentes, hasta ahora no han competido seriamente con los aviones occidentales en los mercados libres, porque estos últimos han sido concebidos como instrumentos de gran eficacia comercial y económica.

En Europa, es conveniente distinguir a Francia y Gran Bretaña, por un lado, y los demás países por otro. Franceses e ingleses tienen una industria aeronáutica importante, además de contar con el mayor porcentaje de la industria aeroespacial europea. En los dos países, las exportaciones absorben la mitad de las ventas.

En los otros países europeos, la industria aeronáutica es poco importante. Alemania intenta vitalizar una actividad que le fue prohibida durante los diez años siguientes a la terminación de la Segunda Guerra Mundial. Pero el retraso que ha acumulado es muy considerable, teniendo en cuenta que la aeronáutica es una industria de vanguardia.

A pesar de todo, Alemania intenta recuperar el tiempo perdido a través de la cooperación europea y con la ayuda de los norteamericanos.

En Italia, algunas empresas, como Fiat, realizan importantes actividades aeroespaciales. Pero en Italia se repite el caso alemán: sólo puede mantener una industria aeronáutica gracias a la cooperación internacional. En fin, queda por citar Fokker en Holanda, una firma contemporánea de las más antiguas empresas mundiales. Fokker participa en numerosos programas de cooperación.

En Asia y en América, la industria aeronáutica se limita a la construcción con licencia o a la aviación ligera. Raros son los aparatos que han pasado del estado de prototipo o de la fabricación en pequeñas series (India, Argentina). La industria Japonesa es una excepción. Japón se encuentra en una situación parecida a la de Alemania. Su desarrollo ha sido tardío después

de la Segunda Guerra Mundial y le es difícil imponer sus productos, a pesar de que algunos de ellos sean muy interesantes.

I.3.- EVOLUCION DE LOS MATERIALES EN EL DESARROLLO DE LA AERONAUTICA

Hoy en día, cuando se observa un avión comercial surcando los aires, surge una imagen contemporánea bien definida. El avión moderno presenta diferencias notables en comparación a los primeros aviones experimentales de principios de siglo. A simple vista se puede observar que el avión moderno es un monoplano y, a excepción de algunos aeroplanos privados ligeros, el avión moderno se compone de metal. En lugar de motores de hélice cuenta con turbinas. Sus alas se sostienen por sí mismas, sin riostras (barras estructurales) ni alambres externos para reforzarlas.

Este tipo de aeroplano contemporáneo, tardó mucho en aparecer; requirió unos treinta años para desarrollarse. Antes de los Wright y muchos años después del primer vuelo con motor, casi todos los planeadores y aviones impulsados mecánicamente eran biplanos con el armazón de las alas recubierto de tela a fin de tener superficie de sustentación, se prefería el diseño del biplano por la fuerza que daba a la estructura. En un biplano las riostras verticales y los alambres diagonales que sujetaban las alas proporcionaban mucha resistencia.

Pero esa resistencia estructural la pagaba el biplano con desventajas aerodinámicas. La segunda ala era una fuente adicional de resistencia al avance, como las riostras y los alambres. Sin embargo, en el apogeo del biplano las velocidades eran tan bajas en general que la resistencia al avance resultaba ser un precio aceptable por la ventaja de tener mayor resistencia estructural.

Durante más de treinta años después del primer vuelo con motor, el biplano cubierto de tela y reforzado por medio de riostras y con un esqueleto interno (como una ave) siguió siendo la forma dominante. En este período se hicieron progresos importantes en el diseño, pero, como casi todas las innovaciones, tardaron en desplazar los conceptos tradicionales probados y aceptados.

Vino primero el monoplano. Mucho antes de que la aerodinámica fuera considerada como ciencia, los pilotos-inventores de los inicios de la aviación reconocieron los problemas aerodinámicos que presentaba el biplano. Se reconoce universalmente como inventor del monoplano a uno de los grandes de la aviación, el francés Louis Blériot.

En 1910, el ingeniero alemán Hugo Junkers patentó una "ala voladora", un monoplano sin fuselaje. Aunque el avión nunca llegó a funcionar, su diseño incorporaba la primera ala cantilever.

Estaba rígidamente apoyada en el interior, con un "larguero principal" (viga liviana que corría por su centro) y de este modo no necesitaba refuerzo externo.

Casi todos los aeroplanos modernos demuestran que el principio del ala cantilever de Junkers ha llegado a ser aceptado universalmente. En 1919, casi un decenio después de que Junkers presetara por primera vez su diseño, otro diseñador alemán, el Doctor Adolph Rohrbach, ofreció una mejora al introducir el larguero de caja. En lugar de un larguero sólido del tipo de viga principal, Rohrbach empleó cuatro láminas de metal soldadas para formar lo que parecía una caja de zapatos alargada, muy liviana y resistente.

Un diseñador norteamericano, John K. Northrop, aportó una mejora más en 1928, aunque ya no se usa. Northrop llamó a su invento "construcción de canal anidado". Básicamente era una modificación del diseño de Rohrbach, con un lado de la caja abierto. Northrop empleó una serie de pequeños anillos, situados uno detrás del otro; la serie corría a lo largo del ala.

En cuestión de fuselajes, casi todas las primeras estructuras no eran más que armazones de cometas ideadas para sostener los diversos componentes del avión. Pero en 1912 ya estaba aumentando la potencia de los motores, así como la velocidad, altura y maniobrabilidad, todo lo cual creaba mayores cargas en el

fuselaje. Ese año apareció una gran innovación, la estructura llamada *monocoque*, palabra derivada del griego *monos* y del francés *coque* y que significa "un sólo casco". En la estructura monocoque pura no hay esfuerzo interno; el casco soporta todas las cargas y, como tiene la forma básica de un tubo, su resistencia es enorme. Años después se modificó para producir el diseño semimonocoque, que contenía refuerzos estructurales a todo lo largo del fuselaje. Los ingenieros usan también el término de construcción de revestimiento esforzado, porque aunque hay esfuerzo interno, el recubrimiento soporta la mayor parte de las cargas de vuelo.

La primera aplicación de la construcción monocoque salió del tablero de dibujo del diseñador francés M.L. Béchereau; el avión se construyó en madera moldeada en los talleres aeronáuticos de Jules Deperdussin, famoso constructor de aviones de la época. El fuselaje se moldeó en dos mitades que se ensamblaron. Además de la resistencia estructural, la forma redondeada y aerodinámica, representaba una ventaja por su menor resistencia al avance. En 1915, Hugo Junkers introdujo otra innovación: La construcción de metal. Mas el gobierno alemán, para el que se destinaba el avión de hierro y acero, dictaminó arbitrariamente que era demasiado pesado para un vuelo eficaz, por lo cual el aeroplano nunca se puso en producción. En 1917, Junkers construyó un monoplano biplaza, el J. 4, utilizando como material principal el duraluminio, aleación ligera y muy resistente de aluminio. Esta

vez tuvo éxito, pues se ordenó que se produjera en cantidad como avión de combate en la Primera Guerra Mundial.

Así, ya en 1915 se habían aplicado y ensayado en vuelo los elementos básicos de la construcción de aviones modernos: la forma del monoplano, el uso del metal, el ala cantilever y la estructura de revestimiento esforzado.

Mas habrían de pasar otros 20 años antes de que los cuatro principios se normalizaran. Durante el decenio de 1920 y hasta mediados de 1930, siguió predominando el biplano de armazón de madera y cubierto de tela. También habían diseños de monoplanos, aviones de metal, alas cantilever y revestimiento esforzado. Así, por ejemplo, el *Spirit of St. Louis* de Lindbergh fue un monoplano con armazón de tubos de acero en el fuselaje, pero los largueros y las costillas de las alas eran de madera, estando las alas y fuselaje cubiertos de tela. Es imposible fijar la fecha exacta en que conquistó el predominio el monoplano de metal, de ala cantilever y revestimiento esforzado, pero para fines del decenio de 1930 era más bien la regla que la excepción.

Esas características estructurales básicas son empleadas hoy casi universalmente y el diseño y ensayo de los aviones se ocupan más de otros aspectos; aunque aún han de afrontar problemas estructurales como los de antes, debido a la complejidad de las altas velocidades.

MATERIALES EN AERONAUTICA

Con el fin de obtener una alta relación resistencia/peso y un alto grado de seguridad, los materiales empleados en las estructuras de las aeronaves son de mejor calidad que los empleados en otros tipos de estructuras. Algunos de los materiales y aleaciones utilizados comunmente en las estructuras de las aeronaves son: acero, aluminio, magnesio, acero inoxidable, bronce, latón, plásticos, madera y fibra de vidrio. El berilio y el titanio comienzan a ser utilizados.

Los materiales estructurales de las aeronaves son seleccionados por sus propiedades particulares, las cuales varían considerablemente en cada material. Algunas de las propiedades que influyen en la selección son: resistencia, peso, rigidez, resistencia a la corrosión, ductilidad, tenacidad, resistencia al calor y/o al frío, sensibilidad al efecto de entalladura y resistencia a la abrasión y al desgaste. Algunas de estas características son muy importantes en el diseño estructural de las aeronaves. Por ejemplo, un material dúctil es mucho más conveniente que otro frágil o quebradizo porque la falla de este último es súbita y completa, mientras que en un material dúctil la pieza cede mucho antes que se haya alcanzado su carga máxima final y avisa así que la falla se aproxima. La pieza deformada puede ser, por tanto, descubierta durante una inspección del avión y reemplazada. La tarea asignada a la pieza de la estructura del

avión determina qué propiedad es la más importante. Serán utilizados materiales tenaces donde se encuentren choques y vibraciones; se emplearán materiales resistentes al calor para paredes contra incendios o cortafuegos y se utilizará un material templeable donde sea necesaria una resistencia extremadamente alta.

El acero, el aluminio y el magnesio son los materiales estructurales más comunes en las aeronaves, debido a que cada uno de ellos posee gran número de las propiedades mencionadas anteriormente. La madera se usa todavía en algunas aeronaves ligeras, aunque la tendencia general está a favor de los metales y de los Materiales Compuestos. La madera es de origen orgánico y, por lo tanto, está sujeta a la degradación en algunos elementos del medio ambiente. La fibra de vidrio, la tela de vidrio y la tela, cuando son impregnadas con resinas termoestables, son utilizadas en las puntas de ala, molduras estrechas, conductos, alojamientos especiales del radar u otros instrumentos, conos de la hélice y en muchas otras formas, particularmente donde las cargas son ligeras o donde los contornos hacen difícil el conformado del metal. Se fabrican plásticos acrílicos que son utilizados en la fabricación de cabinas, ventanas y parabrisas. Poseen una resistencia bastante alta, se moldean o conforman fácilmente al ser calentados y muestran excelentes cualidades ópticas. Los uretanos o plásticos espumosos se han empezado a usar recientemente en la estructura de los aviones ligeros. Se emplean espumas de polímeros entre dos piezas o paneles de lámina

metálica, formando una estructura de tipo sandwich. Los paneles hechos de esta forma son ligeros, muy rígidos, resistentes y razonablemente baratos. Los aceros inoxidable se emplean a menudo en estructuras debido a su alta resistencia mecánica, su resistencia a la corrosión y su superior resistencia al calor. Aunque el acero inoxidable es pesado (casi tres veces en peso de un volumen igual de aluminio), está alcanzando un lugar importante dentro de los materiales estructurales de las aeronaves. El peso no debe considerarse de gran importancia, ya que la mayoría de los tipos de acero inoxidable pueden ser hechos fácilmente dos o tres veces más resistentes que el aluminio. El acero inoxidable es también utilizado con bastante frecuencia en la construcción de paneles de estructura tipo sandwich.

El papel es un material estructural poco utilizado en las aeronaves; pero algunas veces se emplea como material de núcleo o alma en una estructura tipo sandwich de dos paneles de lámina metálica, para formar pisos o estantes. Estos pisos o estantes absorben gran cantidad de ruido de alta frecuencia y también proporcionan un soporte resistente y rígido para equipos estructurales de carga.

Las aleaciones de aluminio son dúctiles y bastante resistentes a la corrosión. Generalmente, una capa delgada de aluminio puro envuelve el exterior de la lámina de la aleación para proporcionar una protección anticorrosiva. Esta "cubierta"

normalmente compone el 5% del espesor total de la lámina. El magnesio es uno de los metales estructurales más ligeros, pero no es tan resistente como el aluminio. El magnesio tiene aproximadamente la misma relación resistencia/peso que el aluminio, pero su rigidez sólo es dos tercios de la de éste. Además debe ser protegido de la atmósfera corrosiva y del fuego. El bronce y el latón tienen un uso más bien limitado en la estructura actual de un avión. Estos materiales aparecen principalmente en los soportes, sujetadores, tensores de los cables y resortes.

Recientemente, varios materiales nuevos han aparecido en las estructuras de las aeronaves; algunos, para cumplir con funciones especiales que no se requerían antes, otros, como resultado del progreso tecnológico en el campo aeronáutico. Un ejemplo de la primera clase son las nuevas cerámicas, también llamadas metales cermets, ceramels, intermetálicos y refractarios. En general, estos materiales son una combinación de cerámica y metales, que se combinan en un proceso de sinterizado en que se utilizan materiales en polvo. Las cerámicas aportan una alta resistencia al calor y los metales proporcionan resistencia mecánica. Fueron ideados para usos especiales en los que la gran resistencia a las altas temperaturas era imprescindible.

El titanio, conveniente por su poco peso, alta resistencia mecánica y magnífica resistencia al calor, recibe sólo un uso

limitado en las estructuras debido a su elevado precio. Al aumentar los conocimientos sobre su obtención, su precio podrá eventualmente competir con el de otros metales, y más diseñadores podrán disfrutar de sus muchas ventajas. El litio esta probando ser valioso cuando se alea con el aluminio al aumentar el módulo o coeficiente de elasticidad, reduciendo así el peso en comparación con otros elementos de aleación.

Casi cada vez que se mencionan los materiales estructurales de las aeronaves, sale a relucir la cuestión de su resistencia a la "corrosión". Hay una buena razón para esto debido a que, para que un avión sea útil y tenga larga y segura vida, debe ser resistente a las atmósferas corrosivas. En general, los materiales orgánicos, tales como madera o tela, deben ser protegidos de la humedad y microorganismos. Los metales pueden ser atacados por la atmósfera marina y especialmente por la humedad del medio ambiente, oxígeno, productos químicos, atmósferas industriales y gases de escape de las turbinas. Los aceros generalmente tienden a oxidarse y deben ser protegidos con pintura o con una capa de metal anticorrosivo, como el cadmio. El aluminio puro es resistente a casi todos los tipos de corrosión; pero los miembros estructurales de las aeronaves hechos de aleaciones de aluminio tienden a corroerse. Ya se ha mencionado la capa de aluminio puro sobre estas aleaciones para proporcionarles una resistencia anticorrosiva. Este material de "duraluminio" revestido de aluminio llamado "Alclad", si se trata

térmicamente varias veces perderá su resistencia a la corrosión debido a que la capa de aluminio puro podrá alearse con el material de núcleo al ser sujeto a las altas temperaturas del proceso. A menudo se aplica un recubrimiento de cromato de zinc sobre el aluminio y el magnesio para proporcionarles resistencia a la corrosión. Las aleaciones de aluminio también pueden ser protegidas por un proceso conocido como anodización, que hace que se forme una delgada capa de óxido sobre la superficie.

El fabricante de aviones y el proveedor de materiales toman constantemente precauciones contra la posibilidad de la mayoría de las corrosiones y habitualmente ayudan al cliente a resolver algún problema de corrosión, en particular cuando se planea alguna utilización no común del avión. La protección anticorrosiva, aunque vital para el avión, suele ser difícil y cara.

Los componentes plásticos están expuestos a dañarse por la temperatura (tanto alta como baja) y por la acción de ciertos disolventes. De ordinario, el daño consistirá en una fragilidad progresiva con el agrietamiento subsiguiente de la superficie, formándose en ésta pequeñas *grietas*. Los plásticos transparentes pueden nublarse y perder gran parte de su eficiencia óptica, a menos que se protejan del calor y del polvo.

I.4.- SITUACION NACIONAL DE LA INDUSTRIA AERONAUTICA

En las primeras décadas de este siglo, se generó en México y en muchos otros países el interés por la aeronáutica. Los primeros vuelos en México se realizaron poco tiempo después que en los países más industrializados, promovidos por entusiastas personalidades dispuestas a arriesgar tanto su vida como su capital, en aras de una actividad que muy pocos en ese entonces visualizaban como un renglón clave de la economía futura.

Los hechos más notables que podemos mencionar sobre el desarrollo de una aeronáutica mexicana están naturalmente asociados con las partes claves de un avión: Hélice, Motor y Alas; ya que el despegar de la meseta central de la República Mexicana (altura mayor a los 2200 metros), era hacerlo desde las máximas alturas de operación de la mayoría de las aeronaves de aquel entonces, nos podemos percatar fácilmente de por qué desde sus inicios la aviación mexicana tuvo que emprender caminos novedosos y desconocidos, rediseñando las partes claves antes mencionadas, para la correcta operación de las aeronaves bajo las condiciones particulares imperantes en nuestro entorno. La presión atmosférica en el Valle de México es, durante las etapas de vuelo más peligrosas (despegue y aterrizaje), equivalente a la de alturas de vuelo de crucero para las aeronaves que despegarían desde el nivel del mar; a esas alturas, las aeronaves de otros países sólo requieren de pequeños ajustes para dirigir el vuelo y

no de un mayor esfuerzo de la estructura y del motor para remontarlo.

En la práctica, durante la segunda década del siglo ésta demanda se tradujo en la presencia de aviones con mayor superficie en las alas que los importados, equipados con hélices más eficientes, como la llamada hélice Anahuac (diseñada por el Ing. Juan Guillermo Villasana), que permitió que nuestro país registrara la máxima altura alcanzada mundialmente por un avión en aquellos días. Otro tanto puede decirse sobre los esfuerzos llevados a cabo por el equipo de fundición de la compañía Talleres de Construcciones Aeronáuticas, S. A., subsidiada por el Estado, que desarrolló las aleaciones y moldes de uno de los primeros motores construidos en México con disposición radial de los cilindros, que dominaron hasta la década de 1960. Asimismo, fue en nuestro país donde se dió un impulso serio al diseño de aeroplanos de ala cantilever, sin soportes laterales, tendencia que habría de dominar el diseño aeronáutico los siguientes 25 años.

No obstante el grado de avance alcanzado hasta la década de 1930, después de ese momento se comenzaba a adquirir en el extranjero motores de mayor potencia para aeronaves fabricadas en el país, y de este modo, poco a poco, se fue asentando esa tendencia que en nuestros días nos hace adquirir la casi totalidad de equipos y refacciones aeronáuticas fuera de nuestras fronteras,

a causa de no haber fomentado una política nacional que favoreciera el desarrollo de este renglón clave en la economía, lo cual se pudo haber evitado si se hubiese auspiciado una comisión calificada que analizara las repercusiones de ignorar la aeronáutica y, en particular, el desarrollo de sus principales materiales en México.

Si bien, la aeronáutica no se frenó drásticamente en esos años pues su uso práctico impedía ignorarla totalmente, el hecho de no haber continuado con la metalurgia y el uso de otros materiales surgidos desde las primeras décadas de la aeronáutica, sí acabó frenando de manera irremediable el desarrollo propio en este terreno, sobre todo, después de que se utilizaron materiales muy sencillos y al alcance de todos en la construcción de las primeras generaciones de aeronaves. De haberse continuado los ensayos que sobre aleaciones desarrollaban los talleres de aeronáutica para su uso en motores y de haberse emprendido el desarrollo de duraluminios, que se convirtieron en material primordial de la aeronáutica de las siguientes décadas, el país habría podido mantenerse a flote sin duda alguna, y alcanzar un nivel digno, aunque modesto, dentro de la aeronáutica mundial.

En nuestros días, tenemos la idea de que la construcción de un avión es una actividad excesivamente compleja y que técnicamente escapa a nuestra capacidad actual; una apreciación errónea sin duda, ya que se presume como una actividad superflua

en la que poco tenemos por hacer, promoviendo una dependencia total del exterior en los últimos cincuenta años, debido a que, como se dijo anteriormente, no ha existido una política de fomento sobre la aeronáutica, un renglón clave en la economía de nuestro país que aspira al desarrollo (Tratado de Libre Comercio).

Es por esto que, resulta de gran importancia el promover y fomentar una Industria Aeronáutica Nacional, mediante la investigación y desarrollo de los diferentes campos de la ingeniería que se encuentran directamente relacionados con esta industria.

Sin pretender abarcar ampliamente todos los campos de la ingeniería involucrados en aeronáutica y contemplando un enfoque mecánico, como parte integral de nuestra formación, el objetivo del presente trabajo se concentrará en la investigación y análisis de los materiales compuestos más comúnmente aplicados a componentes aeronáuticos estructurales en uno de los aviones comerciales más modernos de hoy en día (el Airbus A320), y de esta forma colaborar con la meta de fomento y promoción hacia la conformación de una Industria Aeronáutica Nacional, que permita a su vez expandir nuevos conocimientos hacia otras industria, logrando con ésto seguir impulsando el desarrollo tecnológico de nuestro país.

Se han elegido a los materiales compuestos como parte central de la investigación debido a que éstos se perfilan a constituir el siguiente paso evolutivo más importante en el área de materiales aeronáuticos estructurales, tal y como lo fue en su momento la introducción de las aleaciones metálicas en esta misma área, introducción que sin duda permitió un desarrollo acelerado de la aeronáutica, el cual actualmente nos sigue sorprendiendo. Asimismo, los materiales compuestos han llegado a tener una importancia creciente en otras industrias además de la aeronáutica, tales como la automotriz, la química, la eléctrica y la electrónica, por mencionar algunas, debido a que muchos de los materiales que utilizan estas industrias se han ido encareciendo gradualmente ya que provienen de fuentes naturales no renovables y en proceso de extinción, por lo que los materiales compuestos llegarán a constituirse como la única alternativa de sustitución y en algunos casos la mejor, por sus propiedades superiores. En el siguiente capítulo se estudiarán a los materiales compuestos en forma amplia, desde el concepto mismo de material compuesto, su clasificación, así como sus propiedades y características, prestando especial atención a aquéllos que se utilizan en aeronáutica.

II

CAPITULO II.- MATERIALES COMPUESTOS

II.1.- MATERIALES COMPUESTOS Y SU CLASIFICACION

INTRODUCCION

Un material compuesto es el resultado de la unión de uno o más materiales de refuerzo (*reforzamiento*), con un material aglutinante denominado *matriz*, sin que en la unión del reforzamiento y matriz se produzca reacción química alguna.

El elemento reforzante o REFORZAMIENTO es el material más duro y frágil del material compuesto y es el que se encuentra contenido en la matriz. Este proporciona en mayor grado las propiedades mecánicas del material compuesto, dependiendo éstas fundamentalmente de la orientación y el volumen del reforzamiento incorporado a la matriz. El principal efecto que el reforzamiento le produce al material compuesto se ve en el aumento del módulo elástico y la resistencia mecánica.

La *MATRIZ* es el material más blando y dúctil y por lo general es el que se encuentra en mayor cantidad en el material compuesto. La matriz es la que aglutina al reforzamiento, esto es, actúa como un adhesivo ligando al reforzamiento de tal forma que lo separe, para conseguir que éste actúe con independencia en el reparto de esfuerzos. A su vez, la matriz sirve como el medio de transmisión de los esfuerzos hacia el reforzamiento y además proporciona la solidez y forma al material compuesto, en componente y/o producto.

La tecnología de los materiales compuestos no es nueva, existía desde principios de los años 20's, cuando se empezaron a utilizar distintos materiales reforzantes, tales como aserrín,

asbesto, celulosas, fibras de vidrio, etc., contenidos en resinas poliméricas (matrices), del tipo fenólicas y poliésteres, especialmente.

Es a partir de 1970 cuando se plantea claramente la necesidad de materiales compuestos cada vez más técnicos y avanzados (fibras de Carbono y Boro y matrices de resinas Epoxy), para aplicarlos en los sectores aeronáutico y aeroespacial con el fin de conseguir: 1) por una parte, mayores ventajas en las nuevas aeronaves, y 2) por otra, un ahorro energético, como consecuencia de: a) un menor peso estructural del vehículo construido con los nuevos materiales, pero con las mismas o superiores características mecánicas, y b) el menor consumo de energía en la elaboración de aquéllos.

En consecuencia, la tecnología de los materiales compuestos es de carácter estratégico y, por lo tanto, en los países más desarrollados, las áreas de investigación más avanzadas tienen financiamiento gubernamental y pasan inevitablemente por un período de cierta reserva en su difusión.

No obstante, los materiales compuestos pueden aplicarse en cualquier segmento industrial; su elección se basa especialmente en la necesidad de obtener rendimientos elevados, es decir, valores altos de la relación EFICIENCIA/COSTO, de acuerdo a sus elevadas características específicas y de diseño, así como del ahorro energético.

Finalmente y, aunque en el estado actual de la tecnología su elaboración es semilartesanal, lenta y, en consecuencia costosa,

los materiales compuestos pueden producirse a la medida de las necesidades de la aplicación correspondiente. Precisamente ésta es una de las cualidades más notables de los materiales compuestos pues les proporciona una doble condición: 1) la de ser materiales sustitutos y/o alternos y 2) la de constituir, en casos especiales la solución única e insustituible, no quedando otra posibilidad viable.

DEFINICION

Los materiales compuestos, denominados también como compósitos, compositas, "composites" o híbridos, se producen cuando dos materiales se unen para dar una combinación de propiedades que no puede ser obtenida en los materiales originales. Estos materiales pueden seleccionarse para proporcionar combinaciones poco usuales de rigidez, resistencia, peso, resistencia a altas temperaturas, resistencia a la corrosión, dureza o conductividad. Los compuestos pueden ser metal-metal, metal-cerámica, metal-polímero, cerámica-polímero, cerámica-cerámica o polímero-polímero. Los compuestos metal-cerámica, por ejemplo, incluyen las herramientas de corte de carburo cementado, el titanio reforzado con fibras de carburo de silicio y el acero esmaltado.

CLASIFICACION

Los compuestos pueden clasificarse en tres categorías -con partículas, con fibras y laminares- dependiendo de las formas

de los materiales (Figura 2.1). El concreto, mezcla de cemento y grava, es un compuesto particulado; la fibra de vidrio (*fiberglass*), que consta de fibras de vidrio en un polímero, es un compuesto reforzado con fibras; y la madera terciada o "triplay", que tiene capas alternadas de madera chapada con veta, es un compuesto laminar. Si las partículas reforzantes se encuentran uniformemente distribuidas, los compuestos particulados tienen propiedades isotrópicas; los compuestos fibrados pueden ser tanto isotrópicos como anisotrópicos; los compuestos laminares siempre tienen un comportamiento anisotrópico.

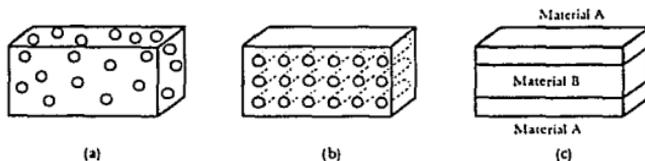


FIG. 2.1 COMPARACION DE LOS TRES TIPOS DE MATERIALES COMPUESTOS.
 (a) CON PARTICULAS, (b) REFORZADO CON FIBRAS Y (c)
 LAMINAR.

MATERIALES COMPUESTOS REFORZADOS CON PARTICULAS

En los compuestos reforzados con partículas, las partículas de un material duro y frágil se encuentran dispersas de una manera discreta y uniforme dentro de un material aglutinante denominado matriz, siendo éste más blando y dúctil.

Se pueden subdividir los materiales compuestos por partículas en dos categorías generales basadas en el tamaño y la sustancia de las partículas que influyen en las propiedades del compuesto. Estas dos categorías incluyen:

- (a).- Los compuestos endurecidos por dispersión.
- (b).- Los compuestos con partículas propiamente dichos.

En los compuestos endurecidos por dispersión el tamaño de la partícula es muy pequeño, con diámetro de 0.1 micrones a 2.5 micrones (1 micrón = 10^{-6} metros). Debido a que las partículas pequeñas obstaculizan el movimiento de las dislocaciones, producen un efecto pronunciado de endurecimiento. Sólo se requieren pequeñas cantidades del material disperso. Mientras se tenga una dispersión más fina de partículas se originará una mayor resistencia ó endurecimiento. Entonces, el objetivo es tener las partículas lo suficientemente pequeñas y colocadas lo suficientemente cerca entre sí para que los movimientos de las dislocaciones entre ellas no puedan ocurrir con facilidad produciendo así el efecto deseado de endurecimiento. Un ejemplo de esta categoría es el SAP (*sintered aluminum powder*), Polvo de Aluminio Sinterizado, el cual es un compuesto de partículas finas de Al_2O_3 en una matriz de aluminio que se forma por compactación y siterización de los polvos, con lo cual se puede aumentar significativamente las propiedades de las aleaciones de aluminio a altas temperaturas.

La segunda categoría se refiere a los compuestos con partículas proplamente dichos, también se les llama compuestos particulados verdaderos y son aquellos en los cuales tenemos un porcentaje mayor de dispersión y partículas más grandes, en donde la carga está compartida por la matriz y por las partículas. En general, en un compuesto reforzado por partículas, los diámetros de las partículas son mayores de 1 micrón, las cuales aunque obstaculizan el deslizamiento no lo hacen en forma efectiva. Las concentraciones del dispersante en volumen son mayores del 25%. Los compuestos con partículas incluyen muchas combinaciones de metales, cerámicas y polímeros, y su objetivo es producir combinaciones poco frecuentes de propiedades y no para mejorar la resistencia. Los mejores ejemplos de los compuestos reforzados por partículas son los carburos cementados, los cuales son carburos que contienen partículas cerámicas duras dispersas en una matriz metálica; los insertos de carburo de tungsteno utilizados para herramientas de corte en operaciones de maquinado son ejemplos típicos de este grupo. Otros ejemplos los encontramos en los cerámicos comerciales, por ejemplo, ladrillos y ruedas de esmeril; y en muchos polímeros con rellenos, por ejemplo, el negro de humo en el hule vulcanizado.

MATERIALES COMPUESTOS REFORZADOS CON FIBRAS

Estos compuestos mejoran la resistencia al esfuerzo, la resistencia a la fatiga, la rigidez y la relación resistencia/peso, a través de la introducción de fibras resistentes, rígidas y frágiles dentro de una matriz más blanda y

dúctil. El material de la matriz transmite la fuerza a las fibras y proporciona ductilidad y tenacidad, mientras que las fibras soportan la mayor parte de la fuerza aplicada. Se emplea una enorme variedad de materiales reforzados. De todos los materiales compuestos, la fibra de vidrio es ciertamente el más conocido, el cual está constituido de fibras vitreas en una matriz polimérica. Otros ejemplos son la utilización de la paja en los adobes y las varillas de acero en las estructuras de concreto. Existen dos clases importantes de compuestos reforzados con fibra:

- 1.- Compuestos en los cuales las fibras de refuerzo son continuas.
- 2.- Compuestos en los cuales las fibras de refuerzo son discontinuas y pueden ser simplemente pedazos cortados.

Las fibras vitreas cortas orientadas aleatoriamente se encuentran presentes en la fibra de vidrio. Se pueden usar arreglos unidireccionales de fibras continuas para producir deliberadamente propiedades anisotrópicas (Figura 2.2).

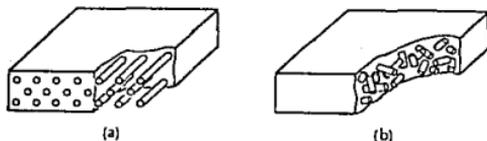


FIG. 2.2 VARIAS MORFOLOGIAS DE COMPUESTOS REFORZADOS CON FIBRAS.
(a) FIBRAS CONTINUAS UNIDIRECCIONALES Y (b) FIBRAS DISCONTINUAS ORIENTADAS AL AZAR.

Los materiales reforzantes se ordenan también en una variedad de orientaciones. Las fibras también pueden colocarse en forma de telas o ser producidas en forma de cintas. Se pueden cambiar de orientación en las capas alternadas de cintas (Figura 2.3).

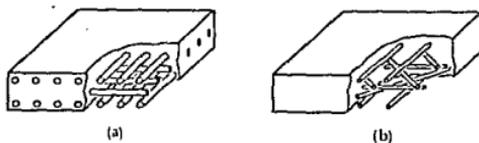


FIG. 2.3 DIFERENTES ORIENTACIONES EN ARREGLOS DE FIBRAS.

(a) FIBRAS ORTOGONALES Y (b) FIBRAS EN CAPAS MÚLTIPLES.

MATERIALES COMPUESTOS LAMINARES

Los compuestos laminares incluyen recubrimientos muy delgados, superficies protectoras más gruesas, revestimientos, elementos bimetalicos o bimetales, laminados y muchos otros.

Laminares. Los laminares o laminados son capas de materiales unidos por un adhesivo orgánico. Un compuesto laminar muy conocido es la madera contrachapada o Triplay.

Recubrimientos duros. Son capas superficiales duras resistentes al desgaste que son depositadas sobre materiales más suaves y dúctiles mediante técnicas de soldadura por fusión, con

la finalidad de brindar un recubrimiento protector. Las aleaciones para tal objeto incluyen clases endurecibles de acero, hierros y aceros que producen carburos de alta dureza, aleaciones a base de cobalto y ciertas aleaciones no ferrosas.

Metales de revestimiento. Los materiales para este fin son compuestos metal-metal. Los materiales de revestimiento tienen una combinación de buena resistencia a la corrosión y alta resistencia. Un ejemplo de este tipo es el *Alclad*, que es un compuesto en el cual el aluminio comercialmente puro se une con aleaciones de aluminio de mayor resistencia. El aluminio puro protege de la corrosión a la aleación más resistente.

Bimetales. Son compuestos laminares producidos por la unión de dos tiras de metal con diferentes coeficientes de dilatación térmica, que hacen al material sensible a los cambios de temperatura. Los bimetales pueden actuar como interruptores de circuitos, así como termostatos.

Muchos compuestos laminares son diseñados para mejorar la resistencia a la corrosión mientras se mantiene un bajo costo, alta resistencia o bajo peso. Otras aplicaciones importantes incluyen una superior resistencia al desgaste o abrasión, una mejor apariencia y características poco usuales de expansión térmica.

ESTRUCTURAS DE TIPO EMPAREDADO O "SANDWICH"

Los materiales emparedados son materiales compuestos elaborados a partir de un material ligero de baja densidad puesto entre capas sólidas densas. El emparedado combina un peso general bajo con una rigidez excelente. Un ejemplo importante es la estructura en panal utilizada en las aeronaves. Puede producirse un *panal* pegando entre sí tiras delgadas de aluminio en sitios apropiados. El material del panal es desplegado o expandido para producir un panel celular de muy baja densidad que por sí mismo es inestable (Figura 2.4). Cuando se pega una hoja de aluminio a cada lado del panal, se obtiene un emparedado muy rígido, fuerte y excepcionalmente ligero.

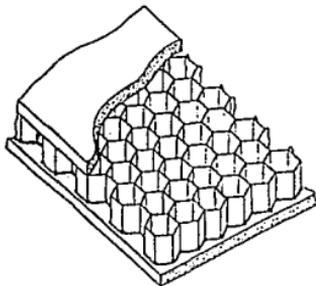


FIG. 2.4 ESTRUCTURA DE PANAL. LAMINA MUY DELGADA DE ALUMINIO ES PEGADA EN PUNTOS SELECCIONADOS Y DESPUES SE LE EXPANDE EN FORMA DE UN PANEL CELULAR. CON HOJAS DE ALUMINIO MAS CRUESAS CONTRAPUESTAS AL PANEL SE OBTIENE UNA ESTRUCTURA FUERTE Y RIGIDA.

ESTRUCTURAS DE TIPO EMPAREDADO O "SANDWICH"

II.2.- PROPIEDADES Y CARACTERISTICAS DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

En general, debido a que los materiales compuestos son relativamente nuevos y aún se encuentran en etapas de investigación y desarrollo, todavía no se hallan en plena utilización y, en consecuencia, existen dudas razonables sobre su comportamiento en todo tipo de condiciones.

Así, algunas de las propiedades consideradas como positivas en los materiales compuestos todavía no están lo suficientemente respaldadas, siendo el paso del tiempo y las sucesivas pruebas y ensayos a los que se les vaya sometiendo, los que deberán poner en evidencia las posibles anomalías, si es que existen.

No obstante, existen una serie de características positivas de los materiales compuestos plenamente verificadas y por las que estos materiales son cada vez más apreciados y, en el futuro, tal vez, sus grandes ventajas los hagan insustituibles para ciertas aplicaciones.

VENTAJAS

Entre las propiedades y características funcionales consideradas como positivas se tienen las siguientes:

- Muy baja densidad, entre 1 y 2 gr/cm^3 los materiales compuestos más avanzados y de 2 a 3 gr/cm^3 los materiales con matriz de poliéster y fibra de vidrio.
- Elevadas resistencias mecánicas a los principales esfuerzos, simples y combinados: tracción, compresión, flexión, torsión, etc.

- Como consecuencia de las dos propiedades anteriores, con los materiales compuestos se consiguen los más altos valores de resistencia mecánica y módulo elástico específicos (por unidad de peso) existentes.
- Elevada resistencia a los agentes externos atmosféricos (corrosión), químicos (ácidos y bases), abrasión, etc.
- Aceptable resistencia, en general, a las temperaturas actuales de operación.
- Buena resistencia a la llama (inflamable).
- Menor consumo de energía, en su producción que la requerida para la obtención de cualquier metal o aleación metálica.
- Coeficientes de dilatación prácticamente nulos y, como consecuencia, bajas deformaciones en las estructuras de estos materiales.
- Bajos costos de mantenimiento operativo, por ausencia de corrosión.
- Posibilidad de fabricar estructuras complejas en una operación única, con la casi ausencia de mecanizados, por lo que los costos de las fases de montajes secundarios de los diversos elementos quedan sensiblemente disminuidos.
- Como consecuencia de la ausencia práctica de mecanizados, el material desperdiciado (rebabas y virutas) en los procesos de fabricación es muy inferior, tan sólo de un 5 al 15% del material empleado en la pieza, en comparación con algunas piezas metálicas, que arrojan desperdicios de material del orden del 60 al 80%.

- Posibilidad, como consecuencia de las elevadas resistencias específicas, de ser aplicados los materiales compuestos en estructuras sometidas a fuertes cargas inerciales.
- Mayores resistencias a la fatiga, en general, de los materiales compuestos frente a los materiales tradicionales y, por consiguiente, con mayor vida útil en condiciones operativas.
- Baja transmisión de las vibraciones, del calor y de la electricidad (dieléctricos).
- Posibilidad de optimizar la orientación de las fibras (anisotropía), para "hacer a la medida" el material de la pieza o estructura, con el fin de cubrir las exigencias de resistencia y rigidez de las mismas.
- La elevada rigidez específica de los materiales compuestos y, sobre todo, la gran direccionalidad de las propiedades de los compuestos de fibra de carbono, les proporcionan excelentes comportamientos aeroelásticos, con una sensible mejora de las superficies aerodinámicas en las aeronaves supersónicas.
- Alta capacidad de absorción de energía, con buenas condiciones de amortiguamiento.
- Para ciertas aplicaciones eléctricas, presentan buenas propiedades dieléctricas, ausencia de magnetismo y baja conductividad térmica.
- Simplicidad en el número de elementos que forman las estructuras de materiales compuestos, es decir, conjuntos más integrados, en comparación con las mismas estructuras realizadas con materiales tradicionales.

- Bajo perfil RADAR, con capacidad para la absorción de ciertas ondas de radio.
- Dificultad en la propagación de cualquier tipo de grieta en las estructuras a base de estos materiales.
- Las uniones mecánicas en estos materiales por medio de adhesivos adecuados de naturaleza análoga a la matriz, son muy eficaces teniendo una vida prácticamente ilimitada si las zonas a ensamblar se preparan convenientemente.
- Cuando mejoren las condiciones de los procesos, estos materiales entrarán como sustitutos de materiales escasos o de interés estratégico.

DESVENTAJAS

Frente a las propiedades ventajosas mencionadas anteriormente, existen otras características de los materiales compuestos que en la actualidad, y mientras no mejoren las tecnologías, resultan negativas para conseguir una mayor introducción de aquéllos en los diversos sectores industriales.

Estas propiedades negativas o menos favorables, de los materiales compuestos, pueden resumirse de la siguiente manera:

- Debido a los elevados costos de obtención de fibras y de los procesos de elaboración de materiales compuestos casi siempre resulta más cara una estructura de material compuesto que la equivalente en material metálico; por ello, los materiales compuestos avanzados sólo se utilizan en casos muy especiales y de gran responsabilidad (críticos), es decir AERONAUTICA/ASTRONAUTICA.
- Las bases de datos utilizables para diseños de materiales compuestos no están siempre disponibles o fiables.

- Su inherente "anisotropía" y su naturaleza frágil hace que el proceso de diseño de estructuras con los materiales compuestos sea bastante más complejo que para los materiales metálicos, debiendo hacer uso, generalmente, del diseño asistido por computadora (CAD).
- Los procesos de manufactura de los materiales compuestos son, en la actualidad, laboriosos y complejos, requiriendo equipos muy costosos, con un control de calidad estricto en todas las fases del proceso y de todas las variables que intervienen en el mismo. Aunque se tiende a la automatización (talleres flexibles y robotizados), los procesos son todavía demasiado artesanales.
- Debido a la complejidad de los procesos de obtención de materiales compuestos existen problemas de repetitividad del producto.
- Existen actualmente ciertos puntos sin aclarar en cuanto a comportamiento, al no saberse con suficiente precisión la respuesta de los materiales compuestos en servicio. Evidentemente, es un problema de tiempo en la utilización de éstos.
- Por el momento, hay falta de disponibilidad de materias primas si no existe fabricación nacional de las mismas; en consecuencia, dichos materiales pueden considerarse altamente estratégicos.
- El control y la garantía de calidad en los productos y procesos de materiales compuestos todavía están en etapas tempranas de desarrollo.
- La correcta elección de la fibra y la matriz para que sean compatibles y respondan adecuadamente a sus respectivas

funciones en el material compuesto, así como la elección del proceso adecuado de preparación de éste, requieren, a veces, estudios profundos de investigación.

- Existe cierta problemática en la fragilidad, tipo de fracturas, falta de deformabilidad, fatiga, métodos de reparación, etc. de los materiales compuestos.
- Hay ausencia de una teoría que pueda describir la respuesta real del material compuesto a las diversas condiciones en las que se ve sometido.
- La anisotropía, que resulta una ventaja empleada de forma adecuada al permitir optimizar diseños, puede convertirse en un grave problema si no se tiene presente la direccionalidad del material compuesto ante la aplicación de los esfuerzos principales, ya que la falla no se produce necesariamente a consecuencia de la carga dominante, lo que puede conducir al fracaso del proyecto.
- La ausencia de "plasticidad" en los materiales compuestos hace que la concentración de esfuerzos, en las uniones mecánicas, no se libere como en el caso de los metales y, al no poderse analizar completamente de forma teórica se debe obtener experimentalmente, para la configuración elegida, la concentración de esfuerzos resultantes.
- Asimismo, la falta de "plasticidad" conduce a pocas posibilidades de corrección de errores en el proceso de fabricación de estructuras con materiales compuestos.
- Las uniones mecánicas en materiales compuestos son menos eficientes que en los materiales metálicos, con mayor riesgo de falla con propagación instantánea. Para las uniones con piezas de material compuesto debe recurrirse al adhesivo adecuado para cada aplicación, lo que resulta

un claro inconveniente que complica el diseño de este tipo de estructuras.

- En general, los materiales compuestos tienen ciertos problemas de absorción de humedad. Las mejores matrices frente a la humedad son las fenólicas.
- En algunos materiales compuestos existen problemas de adhesividad entre matriz y fibras, siendo las resinas epoxy las mejores en cuanto a la adhesividad de las matrices y, las aramidas (KEVLAR) las fibras que peores condiciones de adhesividad presentan.
- A diferencia de los metales y aleaciones, en los que el mecanismo de propagación de grietas es perfectamente conocido, no se sabe nada de este mecanismo en los materiales compuestos aunque la experiencia haya demostrado, conforme ha quedado dicho en las propiedades positivas (ventajas) de estos materiales, que existen dificultades en la propagación de cualquier tipo de grietas en los materiales compuestos.

II.3.- MATERIALES COMPUESTOS UTILIZADOS EN AERONAUTICA

La introducción de los materiales compuestos en la industria aeronáutica se ha venido desarrollando durante los últimos veinte años. Esta introducción se basó en la búsqueda de un mayor rendimiento general, al considerar que las aleaciones ligeras alcanzarían poco a poco su máximo desarrollo, siendo los materiales compuestos una alternativa de sustitución. En un principio se utilizaron en piezas decorativas, pisos, paneles laterales y superiores, elementos auxiliares y otras piezas de la estructura secundaria, hasta llegar con los materiales compuestos avanzados a base de fibra de carbono a la estructura primaria del avión (parte de la estructura con repercusiones catastróficas en

el caso de rotura), primeramente en los aviones de combate y, en la actualidad, en los civiles.

Desafortunadamente, en los años 70's la industria aeronáutica se apropió del término "*material compuesto*" para definir un grupo muy particular de materiales: *los reforzados con fibras de alta resistencia*. Por lo tanto, material compuesto es, en general en la aeronáutica actual, sinónimo de material reforzado con fibras, siendo en consecuencia estos materiales los que han tenido mayor desarrollo en dicha industria, salvo la particularidad del material compuesto a base de estructura de tipo "*sandwich*", que también se ha desarrollado de manera importante. En la industria aeronáutica estos dos tipos de materiales compuestos son los que han probado ser dentro de su clasificación los que en mayor parte cumplen con los requerimientos técnicos, los cuales han sido fundamentados en las necesidades presentes y futuras de la aeronáutica.

Los materiales compuestos a pesar de sus excelentes características de resistencia de todo tipo (las cuales fueron mencionadas en su momento) que los hacen cumplir con las exigencias requeridas, tienen el conocido inconveniente de que siguen siendo materiales caros, tanto por el valor de las fibras desarrolladas recientemente como por los artesanales procesos de fabricación de piezas.

Por ello resulta necesario realizar proyectos de forma racional, que supongan soluciones lo más rentables posibles, por emplear menor número de elementos en los conjuntos y por conseguir la eliminación de operaciones de mecanizado, recurriendo a la obtención de piezas terminadas partiendo directamente del molde.

Como se dijo anteriormente, la introducción de los materiales compuestos en la industria aeroáutica se basó en la búsqueda de un

mayor rendimiento general de las aeronaves, al considerar que las aleaciones ligeras alcanzarían un punto de máximo desarrollo y que las exigencias técnicas propias de la aeronáutica seguirían en ascenso continuo. Inicialmente la presencia de estos materiales en las aeronaves fue poco importante, pero paulatinamente han ido tomando mayor importancia hasta el grado de sustituir a los materiales metálicos en algunos componentes estructurales de las aeronaves considerados como críticos (estructura primaria). Esta sustitución se debió a que conforme los materiales compuestos fueron desarrollándose, se empezaron a encontrar ventajas evidentes frente a los materiales metálicos sustituidos.

Los materiales compuestos presentan las siguientes tres grandes ventajas frente a los materiales metálicos a los que sustituyen, siendo éstas, en general, las más significativas para la industria aeronáutica comercial:

1) REDUCCION DE PESO

Para una misma resistencia y rigidez, la estructura fabricada con materiales compuestos es más ligera que su equivalente metálica.

Esta ventaja de peso, la más importante de las que ahora citamos y que ha supuesto el éxito de estos materiales, significa

en último término menores costos operativos, al reducir el consumo de combustible o mayores ingresos, al poder aumentar la carga útil (pasajeros o mercancías).

2) FLEXIBILIDAD DE DISEÑO Y FABRICACION

Las innumerables combinaciones posibles entre matrices, fibras, porcentaje de fibra en el compuesto y disposición de las

fibras en la matriz permiten una gran libertad de diseño de la estructura.

Las técnicas de moldeo utilizadas en la fabricación de estructuras con materiales compuestos permiten conseguir de forma económica geometrías muy complejas y reducir el número de componentes de la estructura.

Es posible así diseñar estructuras muy eficientes tanto en peso como en características aerodinámicas.

3) RESISTENCIA A LA FATIGA Y A LA CORROSION

Las estructuras fabricadas con estos materiales poseen una resistencia a la fatiga muy superior a las fabricadas con materiales metálicos y tampoco presentan los problemas de corrosión propios de éstas.

De estas dos cualidades es de esperar una mayor vida en servicio y una reducción de los costos de mantenimiento.

Desgraciadamente, en la industria aeronáutica la utilización de materiales compuestos presenta desventajas significativas:

La gran cantidad de parámetros que es necesario controlar durante el proceso de fabricación y la dificultad de su mecanización, hacen que el control de calidad del mismo sea costoso y que el número de piezas rechazadas en la fabricación sea alto. Esto encarece el precio de las piezas aceptadas.

Las estructuras fabricadas con materiales compuestos son más sensibles a los impactos que las estructuras metálicas, por lo que los daños por esta causa producidos en las operaciones de despegue y aterrizaje, en los estacionamientos de los aeropuertos o en los hangares de mantenimiento, son más costosos de reparar que los producidos por la misma causa en las estructuras tradicionales.

Por la menor conductividad de estos materiales, el efecto de los rayos que pudieran alcanzar al avión en zonas de tormenta es importante, produciéndose zonas quemadas de costosa reparación.

La reparación de estas estructuras requiere materiales que deben ser almacenados a muy bajas temperaturas y, pese a ello son de vida muy corta, con lo que se presentan problemas de stocks. Al igual que la fabricación, las reparaciones deben realizarse en zonas de gran limpieza, humedad y temperatura controladas. El control de calidad de las mismas es también muy exigente. La asimilación de las nuevas tecnologías ha requerido, y requerirá en el futuro, un gran esfuerzo del personal encargado del mantenimiento de las aeronaves.

A continuación daremos una breve explicación de las principales fibras y matrices utilizadas en aeronáutica:

a) *Fibras de Vidrio "E" y "S".*

Las fibras de VIDRIO fueron de las primeras utilizadas para reforzar las matrices poliméricas, para constituir los primitivos materiales compuestos. Los primeros usos de dichas fibras fueron en condiciones no direccionales por lo que se exigía menos homogeneidad y calidad de las mismas. Actualmente se prefiere la anisotropía en la función de las fibras y, en consecuencia, se requieren alta homogeneidad y pureza.

Entre estas fibras cabe citar las variedades: E y S, con diámetros de 3 a 30 micras y resistencias desde 340 a 444 kg/mm². Las fibras de vidrio "E" son las más utilizadas, presentando una buena relación eficacia/costo. Precisamente con la fibra "E" como material reforzante y la resina de poliéster como matriz soporte se ha formado el material compuesto de mayor consumo. La fibra de vidrio más resistente es la "S" con 444 kg/mm² de carga de rotura.

Las aplicaciones en aeronáutica son en estructuras secundarias y elementos auxiliares.

b) *Fibras de Aramidas (Kevlar).*

La fibra ARAMIDA Kevlar 49 es la más utilizada en la fabricación de materiales compuestos cuando se requiere la mayor resistencia específica y un aceptable módulo elástico específico.

Al igual que la fibra de vidrio, las aramidas resisten al calor (hasta 180°C) y al frío. A partir de los 425°C comienzan a carbonizarse.

Resisten a la acción de agentes químicos y las radiaciones ultravioleta.

Las fibras aramidas, por el momento, presentan dos problemas: por un lado son fibras relativamente costosas y, por otro lado, poseen una baja adherencia con matrices poliméricas.

Las Aramidas son de las fibras conocidas con menor densidad y mayor resistencia a la rotura, utilizándose en la fabricación de estructuras secundarias sometidas a la acción de impactos y choques.

c) *Fibras de Carbon (Grafito).*

De las denominadas fibras de CARBON ó GRAFITO se obtienen tres variedades:

- 1) De alta resistencia; su resistencia es superior a los 230 kg/mm².
- 2) De alto módulo elástico; su módulo es superior a 40,000 kg/mm².

3) De muy alto módulo elástico; su módulo es superior a 50,000 kg/mm².

El coeficiente de expansión térmico negativo de la fibra de carbón permite el diseño de elementos con coeficientes de expansión prácticamente nulos, por medio del adecuado posicionado de las fibras en la matriz. Sin embargo, las fibras de carbón presentan el inconveniente de su baja resistencia al impacto por lo que, cuando interesa esa cualidad, se soluciona mediante la constitución de híbridos con fibras de aramidas, que son las que mejor resisten al impacto.

Por otra parte, los costos de la fibra de carbón son todavía demasiado elevados para que su utilización en materiales compuestos sea difundida con mayor medida en otros sectores industriales distintos al aeronáutico.

Estas fibras son utilizadas en estructuras primarias de los aviones comerciales más avanzados.

d) *Fibras de Boro.*

Estas fibras presentan excelentes valores de resistencia a la tracción, compresión y módulo elástico, con densidades relativamente bajas (inferiores al aluminio). La fibra de boro se utiliza en casos muy críticos, debido a su elevado costo y toxicidad, en materiales compuestos de matriz metálica principalmente.

e) *Fibras Cerámicas.*

Hasta este momento las fibras CERAMICAS han tenido poca difusión industrial. Son compatibles con las matrices metálicas y, posiblemente, constituirán el campo de los materiales compuestos de altas temperaturas.

Las fibras cerámicas más conocidas son las de Carburo de Silicio (SiC), las cuales son utilizadas en la construcción de blindajes de poco peso.

f) *Fibras Metálicas.*

Estas fibras (Al, Fe, Nb, Mo, Ta, Ti, W, etc.) se emplean fundamentalmente como reforzantes de matrices metálicas.

Tienen como desventaja frente a las orgánicas e inorgánicas su alta densidad, su elevado precio y, sobre todo, sus bajas características mecánicas específicas. Actualmente se encuentran en período experimental y, en consecuencia, su uso todavía no se halla a nivel industrial.

g) *Matrices de Resinas de Poliester.*

Son el tipo más común de matriz para materiales compuestos asociadas con fibras de vidrio. Son resinas baratas, con buenas propiedades eléctricas y dieléctricas, buenas características mecánicas y buena resistencia química (especialmente a los ácidos), pero con el inconveniente de presentar contracciones en el ciclo de curado (6 a 10%), provocando microgrietas que no se propagan, en general, por la estructura del material compuesto de una forma peligrosa. Se utilizan en estructuras secundarias.

h) *Matrices de Resinas Fenólicas.*

Son resinas que exigen muy altas presiones para evitar la formación de poros, por la gran cantidad de volátiles que se forman en la polimerización. Presentan buena resistencia a los ácidos, buenas propiedades dieléctricas (excepto al arco), alta resistencia al calor y a la humedad. Otra ventaja de las resinas fenólicas es que pueden utilizarse con temperaturas de hasta 300°C. Se utilizan en aeronáutica (paneles de aviónica,

revestimientos interiores de aeronaves, etc.) por la baja emisión de humos en caso de incendio.

1) *Matrices de Resinas Epóxis.*

Son las matrices con las que se consiguen los materiales compuestos con mejores propiedades mecánicas, debido, básicamente, a la alta adherencia de las epoxy a las fibras más desarrolladas y a la baja contracción del material durante la polimerización y curados (elevada estabilidad dimensional).

Sus propiedades pueden variar extensamente mediante modificaciones en la estructura química básica de las resinas epoxidicas. Los materiales compuestos a base de estas resinas resisten perfectamente a cualquier tipo de fuerza mecánica (estática y dinámica) y a los agentes exteriores y químicos.

Las temperaturas de servicio son relativamente bajas, de 80° a 120°C, pero existen resinas epoxy que pueden soportar hasta los 200°C. Se utilizan en estructuras primarias.

j) *Matrices de Carbon (Grafito).*

Dan lugar a materiales compuestos de muy altas ventajas, muy costosos y para aplicaciones muy críticas (toberas de turbinas de gas, frenos para ruedas del tren de aterrizaje y, en general, para todas aquellas piezas que deban soportar altas temperaturas con elevados choques térmicos y fuerzas mecánicas de gran magnitud).

k) *Matrices Cerámicas y Metálicas.*

Todavía no han alcanzado la etapa industrial, estando en la fase de investigación y desarrollo en los laboratorios, estribando su dificultad en la consecución de: 1) una buena adherencia matriz-fibra sin disminución de las propiedades

mecánicas del material compuesto correspondiente y 2) la ausencia de porosidad. Estas matrices representan en la actualidad un importante reto tecnológico.

III

CAPITULO III.- CRITERIOS GENERALES SOBRE LA SELECCION DE MATERIALES

INTRODUCCION

En el capítulo anterior fue definido el concepto de material compuesto, sus tipos, su clasificación, el origen de su aplicación y su desarrollo en la industria aeronáutica; estableciendo sus ventajas y desventajas generales, especificando aquellas ventajas que hicieron de estos materiales, candidatos a suplir a los metales y aleaciones en componentes estructurales aeronáuticos importantes. Así, también se determinaron las desventajas de aplicación en esta industria, las cuales fueron mínimas en comparación con las ventajas.

Es importante hacer notar que el proceso de sustitución de metales y aleaciones por materiales compuestos, a los cuales hacemos referencia, no fue un proceso fácil y rápido, por el contrario, ha llevado un desarrollo gradual de mucha investigación, que aún hoy en día continúa en forma ascendente. Esta investigación se realiza con la finalidad de conocer más profundamente las características de rendimiento de los materiales, tanto sustitutos como sustituidos, así como el de establecer normas, criterios y métodos de evaluación que conformen un proceso de selección de materiales bien definido y en continua mejora. Es precisamente este proceso de selección de materiales el que ha servido como base para la sustitución de algunos materiales por otros, tanto en el campo de la aeronáutica como en otros campos de la ingeniería. Cada uno de estos campos contiene sus propias variantes, características y condiciones específicas para un proceso particular de selección de materiales, el cual proviene de un proceso común basado en criterios y métodos de evaluación generales, que permiten la selección adecuada de los materiales en la mayoría de las situaciones y/o problemas de ingeniería relacionados con la selección. Es por esto que, resulta importante dar a conocer los criterios generales de este

proceso común de selección de materiales, ya que con el conocimiento de dicho proceso comprenderemos que toda selección de materiales está sustentada bajo un proceso perfectamente establecido y que la sustitución de unos materiales por otros es un proceso que de ninguna forma se debe realizar de manera aleatoria y mucho menos en una industria, como la aeronáutica, en que estos tipos de decisiones traerían consecuencias desastrosas. De ahí, la importancia de conocerlo.

III.1.- EL PROBLEMA DE LA SELECCION DE MATERIALES

La selección de un material apropiado es un paso clave en el proceso de diseño porque es la decisión crucial que une los cálculos y los trazos de computadora de un dibujo de ingeniería con un diseño realizable. La importancia de este proceso de decisión puede ser apreciada cuando uno se percata que existen más de 40,000 aleaciones metálicas de uso común y aproximadamente un número cercano de materiales no metálicos, incluyendo los materiales compuestos, en ingeniería. Una inapropiada selección del material nos puede llevar no solamente a la fractura del producto o componente, sino también, a un costo innecesario. El seleccionar el mejor material para una parte involucra más que seleccionar el material que tiene las propiedades que proveen un rendimiento de servicio necesario de funcionamiento; también está íntimamente conectado con el procesamiento del material hasta el producto terminado. Así, una pobre selección del material puede sumarse al costo de manufactura un incremento innecesario del costo del producto. También, las propiedades del material pueden ser cambiadas según el proceso y pueden afectar al rendimiento durante el servicio del producto. Cuando nos damos cuenta que la selección del material debe de estar basada tanto en las propiedades del material (rendimiento del producto) y del procesamiento del material (producto manufacturado), el número de posibles combinaciones entre las propiedades y el procesamiento del material no es restringido.

Mucho de la selección de materiales está basada en experiencias pasadas. Lo que funcionó con anterioridad es obviamente una solución, pero no necesariamente la solución óptima. No hace mucho tiempo, la selección de materiales era considerada como una parte mínima del proceso de diseño. Los materiales eran seleccionados de manuales con un límite para elegir y basándose en información limitada sobre datos de propiedades. Hoy en día, sin embargo, lo anterior no es suficiente para la mayoría de los procesos de diseños. En muchas aplicaciones avanzadas, como en la aeronáutica, los materiales están sujetos a los límites de sus propiedades ya que los requerimientos de servicio son muy severos, de tal forma que la selección de materiales ya no se limita sólo a manuales sino que también se cuenta con otros elementos de información. Además de esto aparece un nuevo problema, estamos entrando en una era de encarecimiento de materiales; la selección de materiales con una base histórica muy pronto será imposible, porque el material requerido puede no ser adquirido. Así, ahora más que nunca existe una gran necesidad de la selección de materiales sobre bases racionales.

En muchas operaciones de manufactura el costo de los materiales puede llegar a un monto de hasta más del 50% del costo total. Si se tiene, por ejemplo, un alto grado de automatización, se tendrá, por consiguiente, una disminución en el costo unitario de trabajo y así mismo se tendrá un alto porcentaje del costo total, el cual será debido a los materiales. Por el contrario, en muchas otras operaciones de manufactura, el costo debido a los materiales puede reducirse en porcentaje con respecto al costo total. Si se tiene, por ejemplo, como en el caso de la aeronáutica con respecto a los materiales compuestos, procesos de fabricación laboriosos y complejos, éstos llegan a ser casi artesanales. Se tendrá, por consiguiente, una disminución significativa del porcentaje del costo total referente a los materiales y, en consecuencia, se tendrá un alto porcentaje del costo total debido al trabajo requerido para procesarlos.

Así pues, en esta sencilla comparación se tienen entonces algunas de las bases racionales (no históricas) referentes a relacionar materiales y procesos, que se deben tomar en cuenta para la selección de materiales y poder así elegir la alternativa más conveniente.

III.2.- CARACTERISTICAS DEL RENDIMIENTO DE LOS MATERIALES

Los requerimientos de rendimiento o funcionalidad de un material usualmente están expresados en términos de propiedades físicas, mecánicas, térmicas, eléctricas o químicas. Las propiedades de los materiales son la interacción entre la estructura básica y la composición del material con el funcionamiento en servicio del producto (figura 3.1).

ESTRUCTURA

**FUNCIONAMIENTO
EN SERVICIO**

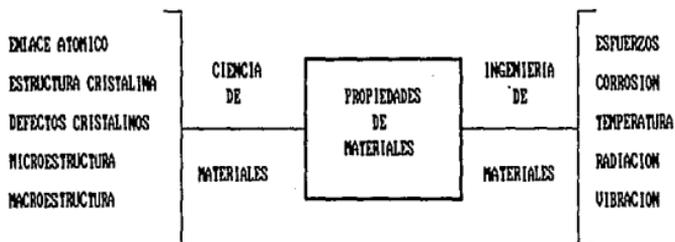


FIGURA 3.1 PROPIEDADES DE MATERIALES, LA RELACION ENTRE ESTRUCTURA Y FUNCIONAMIENTO.

La meta final de la ciencia de los materiales es el predecir cómo se pueden mejorar las propiedades de ingeniería, comprendiendo cómo controlar las diversas características de la estructura. La estructura puede variar desde las dimensiones atómicas hasta las dimensiones de una ruptura macroscópica en una unión. Los principales métodos de alteración de una estructura son: a través del control de la composición química (aleaciones), tratamiento térmico, tratamientos mecánicos y composición estratégica de propiedades físicas y químicas mediante diversos materiales (materiales compuestos).

Usualmente se cuenta con propiedades de materiales que son razonablemente fáciles de determinar, que son moderadamente reproducibles y que son asociadas con la respuesta de un material que está bien definido y está relacionado con una respuesta fundamental. Sin embargo, por algunas razones de conveniencia tecnológica, a menudo, además de determinar la propiedad del material, también se determina el modo de falla del material relacionada con esa propiedad.

La figura 3.2 muestra las relaciones entre los modos de falla comunes y las propiedades mecánicas más cercanamente relacionadas a las fallas. Nótese que en muchos de los modos de falla, dos o más propiedades mecánicas interactúan para controlar el comportamiento del material. Además, las condiciones de servicio que se encuentran en algunos materiales en general son más complejas que las condiciones de prueba utilizadas para medir las propiedades del material. La condición de servicio consiste de una superposición compleja de medios ambientes, como por ejemplo lo es el esfuerzo fluctuante (fatiga) a alta temperatura (fluencia lenta) en una atmósfera altamente oxidante (corrosión). Las pruebas de simulación de servicio especializadas son desarrolladas en "materiales con propiedades ideales" para complejas condiciones de servicio. Finalmente, el mejor candidato de los materiales debe ser evaluado en pruebas de prototipo o pruebas de campo para evaluar su rendimiento bajo condiciones reales de servicio.

MODO DE FALLA	Propiedades del Material										
	RESISTENCIA ULTIMA A LA TRACC.	RESISTENCIA A LA CEDENCIA	RESISTENCIA DE CEDENCIA A LA COMPRESION	RESISTENCIA DE CEDENCIA A LA CORTANTE	PROPS. A LA FATIGA	DUCTILIDAD	IMPACTO	RAPI- DIZ DE FLUEN- CIA LENTA	POTEN- CIAL ELECTRO- QUIMICO	DUREZA	COEF. DE EXPAN- SION.
Cedencia total.											
Fluencia lenta.											
Fractura frágil.											
Fatiga, ciclos bajos.											
Fatiga, ciclos altos.											
Fatiga por contacto.											
Corrosión.											
Agrietamiento por esfuerzo de corrosión.											
Corrosión galvánica.											
Desgaste.											
Fatiga térmica.											
Fatiga por corrosión.											

Los cuadros marcados en la intersección de la propiedad del material y el modo de falla, indican que una propiedad particular del material influye para controlar un particular modo de falla.

FIGURA 3.2 RELACIONES ENTRE MODOS DE FALLA Y PROPIEDADES MECANICAS.

Las propiedades del material usualmente son normalizadas a través de especificaciones. Existen dos tipos de especificación: especificaciones de rendimiento y especificaciones del producto. Las *especificaciones de rendimiento* delimitan los requerimientos elementales de funcionalidad del producto y fijan los parámetros básicos sobre los cuales el diseño debe desarrollarse. Están basados en la necesidad de que el producto deba satisfacer condiciones, en una evaluación, de lo que probablemente resulte riesgoso y provoque fallas. Las *especificaciones del producto* definen condiciones bajo las cuales los componentes de los diseños son adquiridos o manufacturados. Las propiedades de los materiales son una parte importante de las especificaciones del producto.

La tabla 3.1 provee una lista completa de las características de rendimiento de los materiales. Puede servir como una lista de chequeo en la selección de materiales para asegurarse de que ninguna propiedad importante sea omitida.

TABLA 3.1 CARACTERISTICAS DE FUNCIONAMIENTO DEL MATERIAL.

<p>PROPIEDADES FISICAS : ESTRUCTURA CRISTALINA. DENSIDAD. PUNTO DE FUSION. VISCOSIDAD. POROSIDAD. PERMEABILIDAD. TRANSPARENCIA. PROPIEDADES OPTICAS. ESTABILIDAD DIMENSIONAL.</p> <p>PROPIEDADES ELECTRICAS : CONDUCTIVIDAD. CONSTANTE DIELECTRICA. HISTERESIS.</p> <p>PROPIEDADES NUCLEARES : VIDA MEDIA. ESTABILIDAD.</p>	<p>PROPIEDADES MECANICAS : DUREZA. MODULO DE ELASTICIDAD. TRACCION. COMPRESION. COEFICIENTE DE POISSON. CURVA ESFUERZO/DEFORMACION. RESISTENCIA A LA CEDENCIA. TRACCION. COMPRESION. CORTANTE. RESISTENCIA ULTIMA. TRACCION. CORTANTE. DESGASTE. PROPIEDADES A LA FATIGA. LISA. MUESCADA. CORROSION-FATIGA. CONTACTO DE DESLIZAMIENTO. DESGASTE. TEMPERATURA DE TRANSICION CHARPY. TENACIDAD A LA FRACTURA. A ALTA TEMPERATURA. FLUJENCIA LENTA. RESISTENCIA DE FRACTURA. PROPIEDADES DE AMORTIGUAMIENTO. PROPIEDADES DE DESGASTE. PICANURAS. ABRASION. EROSION. CAUTIVACION. DESPOSTILLAMIENTO. IMPACTO DE BOLA.</p>	<p>PROPIEDADES TERMICAS : CONDUCTIVIDAD. CALOR ESPECIFICO. COEFICIENTE DE EXPANSION. ENISTUIDAD. PERMEABILIDAD. RAPIDEZ DE ABLACION. RESISTENCIA AL FUEGO.</p> <p>PROPIEDADES QUIMICAS : POSICION EN SERIES ELECTROMOTIVAS. CORROSION Y DEGRADACION. ATMOSFERICA. AGUA SALADA. ACIDOS. GASES CALIENTES. RAYOS ULTRAVIOLETA. OXIDACION. ESTABILIDAD TERMICA. ESTABILIDAD BIOLÓGICA. ESFUERZO POR CORROSION. FRAGILIZACION POR HIDROGENO. PERMEABILIDAD HIDRAULICA.</p> <p>PROPIEDADES DE FABRICACION : CAPACIDAD DE FUNDICION. TRATAMIENTO TERMICO. TEMPLABILIDAD. MALEABILIDAD. MAQUINABILIDAD. SOLDABILIDAD.</p>
--	---	--

III.3.- PROCESO DE SELECCION DE MATERIALES

La selección de materiales basada puramente en lo racional está lejos de ser sencilla. El problema no solamente radica en que frecuentemente se hace difícil por la insuficiencia o inexactitud de los datos de las propiedades, sino también es típicamente una de las decisiones hechas en presencia de múltiples restricciones sin una función objetiva clara. Un problema de selección de materiales usualmente involucra una o dos situaciones diferentes.

- 1) La selección de los materiales para un nuevo producto o un nuevo diseño.
- 2) La reevaluación de un producto o diseño ya existente para reducir costos, incrementar la seguridad, mejorar el rendimiento, etc.

Generalmente, no es posible aprovechar el potencial completo de un nuevo material a menos de que el producto sea rediseñado para explotar tanto las propiedades como las características de manufactura del material. En otras palabras, *una simple sustitución de un nuevo material sin cambiar el diseño raramente provee una utilización óptima del material.* Muy frecuentemente, la esencia del proceso de selección de materiales no es que un material compita contra otro para su adopción; por el contrario, es que los procesos asociados con la producción o fabricación de un material compitan con los procesos asociados del otro. Por ejemplo, la fundición a presión en dado de una aleación base en el zinc puede competir con el formado por inyección de un polímero; o el forjado de un acero puede ser reemplazado por un producto formado con lámina debido al mejoramiento en la soldadura.

El proceso de selección, como cualquier otro aspecto en el diseño de ingeniería, es un proceso de solución de problemas. Los pasos en el proceso pueden ser definidos como sigue:

- 1) *Análisis de los requerimientos del material.* Determina las condiciones de servicio y medio ambiente que el producto debe soportar. Los traduce en propiedades críticas del material.
- 2) *Filtración de materiales candidatos.* Compara las propiedades necesarias (respuestas) con una larga base de datos de las propiedades de los materiales para seleccionar unos pocos materiales que se ven prometedores para la aplicación.
- 3) *Selección de materiales candidatos.* Analiza los materiales candidatos en términos comerciales del rendimiento del producto, costo, manufactura y disponibilidad para seleccionar el mejor material para la aplicación.
- 4) *Desarrollo de los datos de diseño.* Determina experimentalmente las propiedades claves del material para aquél material que fue seleccionado y así de esta manera obtener medidas estadísticas confiables del rendimiento del material bajo ciertas condiciones que se esperan se presenten en servicio.

La selección de materiales y el proceso de evaluación para un diseño complejo se ilustra en la figura 3.3. El proceso de diseño se despliega hacia abajo en una dirección vertical que abarca todo el diseño, análisis de componentes y pruebas. Empezando con el diseño que abarca todo el concepto para el sistema, los componentes del sistema individual son identificados y las especificaciones para su rendimiento son desarrolladas. Los materiales potenciales que pueden reunir los aspectos de rendimiento son identificados y evaluados en base a las propiedades de filtrado. Frecuentemente, las pruebas de filtrado son realizadas para eliminar a los materiales que no cumplen con las propiedades deseadas. Los materiales que pasan las pruebas de filtrado ahora serán los materiales candidatos para evaluarse en el diseño propuesto. En la fase de selección de material, estos materiales son evaluados más a detalle y probados contra una

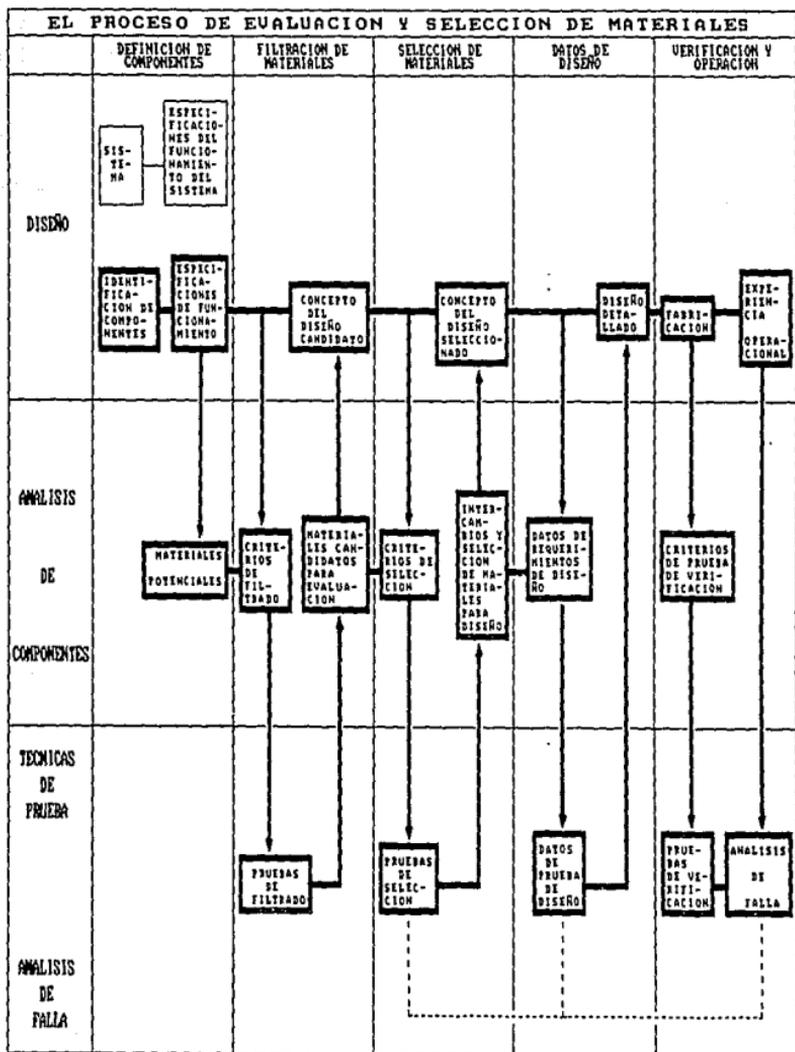


FIGURA 3.3 PROCESO DE EVALUACION Y SELECCION DE MATERIALES PARA UN PRODUCTO COMPLEJO O AVANZADO.

extensa y más selectiva lista de propiedades establecidas. Los intercambios son hechos con respecto al rendimiento, el costo y la disponibilidad para llegar a uno o un grupo pequeño de materiales para el diseño seleccionado. Puede ser requerido un programa de pruebas extensivo para establecer variabilidad de propiedades o para calificar los diferentes límites del material. Estos datos de propiedades detalladas son introducidas al diseño final detallado. Cuando el diseño es fabricado hacia el interior del concepto de trabajo, una prueba de propiedad adicional es requerida para establecer la influencia de los procesos de manufactura sobre las propiedades críticas de diseño. Por otra parte, los subensamblajes críticos o el diseño total pueden ser evaluados en pruebas de servicio simuladas. Así, cuando los diseños son puestos en servicio la experiencia operacional empieza a acumularse. Probablemente, el diseño trabajará a la perfección, pero esto no es poco común en un sistema complejo que experimenta fallas de servicio que no son anticipadas por el análisis de diseño o que se muestran en las pruebas de servicio simuladas. Las fallas de los componentes son una segura indicación de que la selección del material y/o el diseño fue defectuoso. El análisis de falla es un método bien desarrollado que ayuda al mejoramiento de diseños. Esto se verá más a detalle en el capítulo V.

La figura 3.4 es un ejemplo de cómo puede ser registrado un proceso de selección de materiales. El ejemplo es aplicado al borde de ataque de un avión supersónico. Las condiciones de operación y de diseño son registradas en la última columna izquierda. Las propiedades de filtrado son listadas en la siguiente columna. Las propiedades más importantes son requeridas para seleccionar a uno de los 4 materiales candidatos que sobrevivieron a la filtración. Finalmente, la columna de la derecha lista los datos de las propiedades que deben ser generadas para un diseño detallado.

COMPONENTE: borde de ataque		SISTEMA: avión supersónico.				
Características del material						
Condiciones de operación y de diseño	Filtración de materiales candidatos (Material: A,B,C,...,Z)		Selección de materiales candidatos (Material: A,B,C,D)		Datos de diseño (Material: A)	
	Tipo	Prueba disponible	Tipo	Prueba disp.	Tipo	Prueba disp.
Temperatura térmica: 650 °C	Resistencia a la tracción/densidad		Temperaturas críticas a la tracción		Tracción vs temperatura	
Presión dinámica: 5.5 X 10 ⁻² N/mm ²	Tenacidad a la fractura		Temperaturas críticas a la compresión		Compresión	
	Resistencia a la oxidación		Temperaturas críticas al corte		Corte	
	Resistencia a la corrosión		Temperaturas críticas al desgaste		Desgaste	
	Deformación por fluencia lenta		Temperaturas críticas a la fatiga		Fluencia lenta	
Nivel de decibeles: 165-185			Temperaturas críticas a la fluencia lenta		Conductividad térmica	
			Temperaturas críticas a la tenacidad		Calor específico	
Vida útil: 30,000 h			Erosión		Estabilidad térmica	
			Resistencia al impacto		Límites de Manufactura:	
			Coefficiente de expansión térmico		Maleabilidad	
			Pruebas de conformado:		Unión y ensamble	
			Maquinabilidad		Soldabilidad	
			Maleabilidad		Tratamiento térmico	
			Soldabilidad			
			Factores comerciales:			
			Disponibilidad y tiempo de entrega			
			Manufactura			
			Formas y tolerancias			
			Conceptos de diseño			
			Peso			
			Costo			
			Reproducibilidad			
			Requerimientos de ensayos no destructivos			

Figura 3.4 Ejemplo de una hoja de registro de datos para el seguimiento en el proceso de selección de materiales.

III.4.- LA ECONOMIA DE LOS MATERIALES

Debido a que el costo es una consideración tan dominante en muchas de las situaciones de selección de materiales, necesitamos dar a este factor una atención adicional. El costo básico de un material depende de: (1) la escasez, como es determinado por, ya sea, la concentración del metal en el mineral o por el costo de existencia en el mercado, (2) el costo y la cantidad de energía requerida para procesar el material y (3) el abastecimiento básico y demanda para el material. En general, la utilización de grandes volúmenes de materiales, como por ejemplo la piedra y el cemento, tienen precios muy bajos, mientras que los materiales escasos, como los diamantes industriales, tienen un precio muy alto. Ya que, mientras más trabajo es invertido en el procesamiento de un material, el costo se incrementa (valor agregado).

El incremento en las propiedades, como por ejemplo el esfuerzo de cedencia, son producidas por cambios en la estructura que son causadas por los cambios en la composición y pasos adicionales del procesamiento. También, por ejemplo, los cambios en la dureza de los aceros es provocada por la adición de aleaciones muy caras como lo es el níquel o por el tratamiento térmico, como el templado. No obstante, el costo de una aleación puede no ser simplemente el porcentaje en peso del costo de los elementos constituyentes de la aleación. A menudo, un alto porcentaje del costo de una aleación está destinado a la necesidad de controlar una o más impurezas. Eso puede significar pasos extras de refinamiento o el uso de materiales caros de alta pureza.

Debido a que muchos de los materiales de ingeniería provienen de fuentes naturales no renovables y en proceso de extinción, existe una tendencia a la alza del costo con el tiempo. Es por esto, que el uso adecuado de los materiales llegará a ser de gran importancia.

Sin embargo, la estructura de los precios de muchos materiales de ingeniería es demasiado compleja y los precios reales pueden ser obtenidos solamente a través de cotizaciones de los vendedores. El precio real depende de una gran variedad de precios extras que son adicionados al precio base. Los costos reales varían de un material a otro. Los precios extra son fijados por las siguientes situaciones: Requerimientos de propiedades, dimensiones, procesamiento, cantidad, empaque, marca y transporte. De estos precios extras se puede advertir cómo las decisiones de un diseñador pueden tener una influencia significativa en el costo. Para el caso de secciones de tamaños y tolerancias especiales, es recomendable que sean evadidos a menos que el análisis económico detallado muestre que los costos extras son realmente justificados.

III.5.- METODOS DE EVALUACION PARA LA SELECCION DE MATERIALES

No existe ninguna metodología bien desarrollada para la selección de materiales. En parte, esto es debido a la complejidad de las comparaciones y de los cambios que deben ser realizados. Frecuentemente, las propiedades que se están evaluando no pueden compararse directamente para que de esta manera pueda tomarse una decisión correcta. En parte, esto es debido al hecho de que se hace muy poca investigación por parte de aquellas personas que se han dedicado al estudio del problema.

Los métodos utilizados en la selección de materiales pueden ser clasificados como sigue:

- 1.- Índices de costo contra rendimiento.
- 2.- Índices de comparación de propiedades.
- 3.- Análisis de valor.
- 4.- Análisis de falla.
- 5.- Análisis de beneficio/costo.

Los métodos 1, 2, 3 y 5 son descritos en este capítulo y el 4, correspondiente al análisis de falla será considerado en el capítulo V en forma amplia e independiente debido a su importancia.

INDICES DE COSTO CONTRA FUNCIONAMIENTO

Debido a que el costo es tan importante en la selección de materiales, es lógico considerarlo al principio de este proceso. No es posible un costo de comparación detallado en la etapa de concepto de formulación, pero sí es posible con frecuencia establecer un costo objetivo y eliminar los materiales que obviamente son muy caros. En vista de que la elección final es un cambio entre costo y funcionamiento (de las propiedades), es lógico intentar expresar esa relación lo más cuidadosamente posible. El costo es un parámetro muy útil cuando éste puede ser relacionado con una propiedad crítica del material que controla el funcionamiento del diseño y así optimizar la selección del material.

Es importante comprender primero, que el costo de un material expresado en unidades monetarias por unidades de peso no siempre puede ser el criterio más válido. Frecuentemente, los materiales tienen una función de relleno más que una función de sustentación de carga y por ello, el costo por unidad de volumen también es un criterio apropiado.

En vista de que el costo del material es directamente proporcional a su peso (o su volumen), según sea el criterio que se tome, la determinación de una relación costo contra propiedad llega a ser una cuestión de determinación de la equivalencia estructural de diferentes materiales. Los estudios se complican por el hecho de que los materiales generalmente difieren entre sí en más de una propiedad, y este método tiene la limitante de que sólo puede hacerse para una propiedad a la vez, cambiando las condiciones analíticas para cada propiedad que se haya elegido.

Para ilustrar el desarrollo de un índice costo/funcionamiento, se considerará el caso más simple de una probeta bajo una carga de tracción uniaxial, considerando la elección entre usar un acero ordinario de bajo contenido de carbono, un acero de baja aleación y alta resistencia o un material compuesto de fibra de vidrio contenida en una matriz epóxica; en donde la resistencia a la tracción es el criterio de diseño en el cual se deberá basar la selección del material. A continuación se presentan los datos necesarios:

MATERIAL	RESISTENCIA A LA TRACCION, (kg/cm ²)	COSTO POR KILOGRAMO (\$/kg)
Acero de bajo % de carbono.	4,499.2	0.176
Acero de baja aleación y alta resistencia.	5,272.5	0.220
Fibra de vidrio.	14,060	0.500

Estos materiales se pueden comparar en base al costo de obtener un kilogramo de resistencia a la tracción (Índice de Costo/Funcionamiento: I.C.F.).

$$\text{I.C.F.} = \frac{(\$/\text{kg})}{(\text{kg}/\text{cm}^2)} = \frac{\$}{\sigma}$$

Aplicando este índice a los materiales candidatos, tenemos que:

- Para el acero de bajo % de carbono.	$\text{I.C.F.} = \frac{0.176}{4,499.2} = \$ 0.000039$
- Para el acero de baja aleación y alta resistencia.	$\text{I.C.F.} = \frac{0.220}{5,272.5} = \$ 0.000042$
- Para la fibra de vidrio.	$\text{I.C.F.} = \frac{0.500}{14,060} = \$ 0.000036$

Por lo tanto, la fibra de vidrio es el material que nos proporciona el menor costo por kilogramo de resistencia a la tracción, a pesar de que es el material más caro de los tres.

En este ejemplo se utilizó la resistencia a la tracción como criterio de diseño para la selección del material, pero en otras situaciones podrían ser el esfuerzo a la compresión, el esfuerzo de fluencia, la fatiga o la dureza, entre otras propiedades. Al hacer la selección entre dos o más materiales, hay que asegurarse de que se utilice el criterio adecuado, dado que generalmente los materiales difieren entre sí con respecto a más de una propiedad.

En el ejemplo anterior, también fue utilizado un I.C.F. que se determinó de una manera simple y razonada, pero esta situación no siempre se presentará de forma tan sencilla, de hecho en el

análisis de la determinación de un I.C.F. se realizan, en la mayoría de los casos, deducciones matemáticas importantes basadas en fórmulas ya conocidas de la física de materiales, contemplando incluso factores estructurales propios del problema (geometrias muy particulares), así como las variables que se tengan a disposición tales como, costo por peso o costo por volumen, densidad, geometría dimensional y datos estadísticos de diversos materiales candidatos con respecto a la propiedad particular que se tomará como criterio de diseño (esfuerzo de cedencia, esfuerzo a la tracción, esfuerzo a la fatiga, fluencia lenta, dureza, corrosión, etc.). El hecho de determinar una equivalencia estructural con respecto a diferentes materiales tiene una gran importancia en aeronáutica, sobre todo en la etapa de diseño, pues lo que se busca continuamente es contar con materiales que tengan altas propiedades físicas con menores pesos y volúmenes, así como altos índices de costo/funcionamiento, por lo que este método se puede aplicar ampliamente en este campo.

INDICE DE COMPARACION DE PROPIEDADES

En muchas aplicaciones de ingeniería es necesario que la selección de un material satisfaga más de un requerimiento de funcionamiento, en donde estos requerimientos de funcionamiento son comparados con respecto a propiedades significativas las cuales controlan el funcionamiento.

El método que a continuación se describe es el que tiene la mayor importancia práctica ya que se encuentra íntimamente relacionado con el proceso de selección de materiales que se expuso anteriormente, en las etapas de análisis de los requerimientos del material, filtración de materiales candidatos y selección de éstos ya en una forma real de aplicación, en donde a cada propiedad del material se le asigna un cierto peso dependiendo en su importancia al funcionamiento del servicio requerido.

PROCEDIMIENTO DE SELECCION DE MATERIALES PARA LA CONSTRUCCION DE INDICE DE COMPARACION DE PROPIEDADES

La selección de materiales puede resultar una labor muy compleja, ya que están involucrados factores que se contraponen, como sería el costo y la calidad o la dureza y la maquinabilidad. De aquí que resulte tan útil contar con un procedimiento de selección que garantice que no se ha pasado por alto ningún requisito y su efecto sobre los demás.

Este procedimiento de selección tiende a que se consideren todas las propiedades que el material deberá tener bajo las condiciones de servicio y medio ambiente a las que el producto estará sometido (análisis de requerimientos del material). El primer paso será hacer una lista de las propiedades. Dicha lista deberá incluir todas las propiedades que en mayor o menor grado interactúan en el producto (véase tabla 3.1), así como costos y otras características deseables. El costo puede ser considerado como una de las propiedades, usualmente con un factor de alto peso. El punto importante es que estén incluidas todas las propiedades probables.

Después de completar la lista de propiedades, el paso siguiente es indicar cuáles de ellas son críticas y cuáles relativas. Serán *críticas* aquellas que no puedan dejar de cumplirse. Serán *relativas* aquellas que no establecen criterios discriminatorios, sino que puedan ser cubiertas en distinto grado por los materiales considerados.

El siguiente paso es hacer una búsqueda extensa de materiales, para lo cual es necesario referirse a las fuentes de información adecuadas. Será necesario contar con referencias extensas y actualizadas, como pueden ser: lista de fabricantes (catálogos informativos y cotizaciones), manuales de materiales (handbooks: metals, ceramics, polymers and composites), software de bases de datos de materiales y publicaciones especializadas.

Entre otras fuentes, también deben consultarse aquellas en donde aparezcan estadísticas de todos los datos técnicos de propiedades físicas, químicas, etc. y de fabricación, así como precios de venta actualizados, volúmenes de producción, tiempos de entrega, etc.. Entonces, se procederá a conformar una lista de materiales candidatos, los cuales se extraerán de las fuentes de información consultadas. Los materiales enlistados serán aquellos que se presuman prometedores para cumplir en mayor o menor grado con todos los requisitos determinados en la etapa inicial.

A continuación se realizará una comparación entre los materiales enlistados en el paso anterior, atendiendo a la manera en que cubren los requisitos formulados en la etapa inicial del proceso (filtración de materiales candidatos). Para este fin, se utilizará una tabla como la mostrada a continuación (tabla 3.2). Es precisamente esta tabla la que nos servirá para la construcción de los índices de comparación de propiedades, en ella se distinguen cuatro zonas verticales que son: la lista de materiales, los requisitos críticos o filtro (pasa-no pasa), la evaluación relativa y la calificación de cada material (índice de comparación de propiedades).

MATERIAL	FILTRO PASA-NO PASA **				EVALUACION RELATIVA (CALIFICACION)*FACTOR DE PESO			CALIFICACION
	PROPIEDAD CRITICA	PROPIEDAD CRITICA	PROPIEDAD CRITICA	PROPIEDAD CRITICA	PROPIEDAD RELATIVA	PROPIEDAD RELATIVA	PROPIEDAD RELATIVA	
					F.P.A	F.P.	F.P.	
A					/	/	/	
B					/	/	/	
C					/	/	/	
D					/	/	/	
E					/	/	/	
F					/	/	/	
G					/	/	/	
.					/	/	/	
.					/	/	/	
.					/	/	/	
					/	/	/	
					/	/	/	
					/	/	/	

* FACTOR DE PESO

** CLAVE: S = SATISFACTORIO
N = NO SATISFACTORIO

TABLA 3.2 Tabla de comparación de materiales.

La forma de operar la tabla comparativa es la siguiente:

- a) Se colocan los materiales a comparar, enlistados debajo del título "materiales".
- b) En las columnas de la zona "filtro pasa-no pasa" se escriben las propiedades críticas.
- c) En las columnas de la zona "evaluación relativa" se colocan las propiedades relativas y se les asigna un "factor de peso" es decir, se califican, dentro de una escala que puede ir del 1 al 5, de acuerdo a la importancia que tenga cada propiedad en el diseño. Los factores de peso calificados pueden ser los siguientes: 5 =indispensable; 4 =muy importante; 3 =importante; 2 =conveniente; 1 =deseable.
- d) Tomando cada material se va evaluando, primero con el filtro, zona en la cual se anotará una S cuando cumpla satisfactoriamente con la propiedad crítica y N cuando no lo haga. En la zona de evaluación relativa se calificará al material de acuerdo a la medida en que cumpla con cada propiedad relativa, esta medida es obtenida a partir de los diferentes valores numéricos que poseen los materiales para las diferentes propiedades relativas previamente determinadas y la forma de obtener dicha medida es mediante el escalamiento de estos valores numéricos, para este fin, cada valor numérico de propiedad debe ser puesto en una escala en la cual el valor numérico más alto no sobrepase de 100 puntos. Para cumplir con todo esto se recurre a la siguiente expresión:

$$\beta = \frac{\text{Valor numérico de propiedad}}{\text{Valor grande bajo consideración}} \times 100$$

En donde el valor numérico de propiedad es aquel valor numérico cualquiera de una de las propiedades que se pretenda escalar. Y el valor grande bajo consideración es aquel valor numérico (de propiedad) mayor, perteneciente a uno de los materiales,

que se considerará en el denominador para efectuar el escalamiento, debiendo este valor pertenecer también a la misma propiedad del valor numérico que se pretende escalar.

A continuación se ilustrará este procedimiento con un sencillo ejemplo.

Se desea obtener la calificación relativa de los siguientes materiales:

Material A : Aluminio 7075-T6.

Material B : Acero AISI 17-7 PH.

Material C : Compuesto Carbón/Epoxy HT.

Con respecto a la propiedad de resistencia máxima en tracción. A continuación se presenta la información necesaria, obtenida a partir de datos técnicos contenidos en manuales especializados.

MATERIAL:	A	B	C
PROPIEDAD: Reslst. máx. en tracción. (kg/cm ²).	5,765	12,303	14,411.5

El valor grande bajo consideración se encuentra en el material C y a partir de éste se efectuará el escalamiento mediante la expresión determinada para tal efecto y, de esta forma, obtener la calificación relativa.

MATERIAL	ESCALAMIENTO DEL VALOR NUMERICO DE LA PROPIEDAD	CALIFICACION
A	$\beta_1 = \frac{5,765}{14,411.5} \times 100 =$	40
B	$\beta_1 = \frac{12,303}{14,411.5} \times 100 =$	85.37
C	$\beta_1 = \frac{14,411.5}{14,411.5} \times 100 =$	100

Así, entonces, se tendrá que para la propiedad de resistencia máxima en tracción y en una escala que va del 1 al 100, los materiales A, B y C tendrán una calificación relativa de 40, 85.37 y 100 puntos respectivamente.

Para propiedades en las cuales se desea que tengan valores bajos, por ejemplo densidad, pérdida por corrosión y costo, entre otras, el factor de escala es formulado de la siguiente manera.

$$\beta = \frac{\text{Valor numérico de propiedad escalada.} \times \text{Valor pequeño bajo consideración.}}{\text{Valor numérico de propiedad.}} \times 100$$

En donde el *valor pequeño bajo consideración* es aquel valor numérico menor perteneciente a uno de los materiales, que en este caso se considerará en el numerador para efectuar el escalamiento, de tal forma que se produzca el mismo efecto que en el caso anterior y, de esta manera, se asegure que el menor valor numérico existente tenga el escalamiento más alto.

Para propiedades las cuales no se pueden expresar en valores numéricos legibles (no cuantificados en tablas), por ejemplo,

la soldabilidad, la disponibilidad, la resistencia al uso, etc., algún tipo de apreciación subjetiva será requerida. Por ejemplo:

APRECIACION SUBJETIVA	ESTIMACION RELATIVA
Excelente.	5
Muy bueno.	4
Bueno.	3
Regular.	2
Suficiente.	1

Procediéndose posteriormente al escalamiento.

- e) La calificación relativa se multiplica por el factor de peso y su valor se anota en el medio cuadro inferior contenido en la tabla.
- f) La calificación de cada material se obtiene de sumar los productos que se obtuvieron en el inciso anterior correspondientes a cada uno de los materiales, estas calificaciones obtenidas serán precisamente los Índices de Comparación de Propiedades (I.C.P.) de cada material, los cuales pueden ser expresados en resumen de la siguiente forma:

$$I.C.P. = \sum \beta_i \cdot W_i$$

donde:

i = Corresponde a la enumeración de cada una de las propiedades.

β = Es la calificación relativa de la propiedad.

W = Es el factor de peso asignado a cada propiedad.

ESTA TESIS NO DEBE SALIR DE LA BIBLIOTECA

de tal forma que con este método, la selección de materiales se reducirá a escoger sólo aquel índice de comparación de propiedades que tenga el valor numérico mayor, el cual indicará que el material que lo tenga es el que mejor cumple de todos los materiales involucrados con los requerimientos condicionados de operación y medio ambiente que fueron determinados en la etapa inicial del proceso.

Para ilustrar este método se recurrirá al siguiente ejemplo de aplicación:

Se requiere seleccionar un material para construir el fuselaje (cubierta) de los grupos alares de un avión comercial subsónico. Se planea fabricar 2000 placas de diversas dimensiones estandarizadas a un ritmo de 83 placas mensuales. De acuerdo a las condiciones operacionales de medio ambiente que se espera tengan estos componentes, las propiedades que se requieren para una primera etapa de selección son: Resistencia máxima en tracción, Resistencia a la fatiga, Resistencia a la corrosión, Densidad, Conformabilidad, Disponibilidad y Costo. Se cuenta con personal calificado y equipos de fabricación de alta producción y gran capacidad. Se han elegido, tentativamente, tres diferentes materiales para esta aplicación, a continuación se presentan sus características.

MATERIAL	PROPIEDADES REQUERIDAS						
	RESISTENCIA MAXIMA EN TRACCION (kg/cm ²)	RESISTENCIA A LA FATIGA 5x10 ⁶ ciclos (kg/cm ²)	RESISTENCIA A LA CORROSION [POTENCIAL GALVANICO (VOLTS)]	DENSIDAD (kg/dm ³)	CONFORMA- BILIDAD	DISPONI- BILIDAD	COSTO
ALUMINIO 7075-T6	5,765	1,617	-0.7	2.88	4	3	2
ACERO AISI 17-7 P.H.	12,383	2,882	-0.27	7.65	3	4	2
MATERIAL COMPUESTO CARBON/EPOXY H.T.	14,411.5	1,898.1	0.86	1.49	2	2	3

Para la conformabilidad y disponibilidad se tiene la siguiente apreciación subjetiva.

APRECIACION SUBJETIVA	CALIFICACION RELATIVA
Excelente.	5
Muy bueno.	4
Buena.	3
Regular.	2
Suficiente.	1

Para el costo se tiene la siguiente apreciación subjetiva.

APRECIACION SUBJETIVA	CALIFICACION RELATIVA
Excelente.	1
Muy bueno.	2
Buena.	3
Regular.	4
Suficiente.	5

1).- Lista de las propiedades a cumplir.

- 1.- Resistencia máxima en tracción.
- 2.- Resistencia a la fatiga.
- 3.- Resistencia a la corrosión.
- 4.- Densidad.
- 5.- Conformabilidad.
- 6.- Disponibilidad.
- 7.- Costo.

2).- Propiedades críticas (en función de los factores de diseño).

- 1.- Resistencia máxima en tracción $> 4,500 \text{ kg/cm}^2$.
- 2.- Resistencia a la fatiga $> 1,500 \text{ kg/cm}^2$.
- 3.- Conformabilidad regular.
- 4.- Densidad $< 4 \text{ kg/dm}^3$.

Propiedades relativas.

- 1.- Resistencia a la corrosión.
- 2.- Disponibilidad.
- 3.- Costo.

3).- Lista de materiales candidatos.

- 1.- Aluminio 7075-T6.
- 2.- Acero AISI 17-7 PH.
- 3.- Material Compuesto Carbon/Epoxy H.T.

4).- Asignación de los factores de peso para las propiedades relativas.

PROPIEDAD	DE CARACTER	FACTOR DE PESO
Corrosión.	Importante.	3
Disponibilidad.	Conveniente.	2
Costo.	Muy importante.	4

MATERIAL	FILTRO PASA-NO PASA				EVALUACION RELATIVA (CALIFICACION)*(FACTOR DE PESO)			CALIFICACION
	RESIST. MAXIMA EN TRACCION	RESIST. A LA FATIGA	CONFORMA- BILIDAD	DENSIDAD	RESISTENCIA A LA CORROSION	DISPONI- BILIDAD	COSTO	
ALUMINIO 7075-T6	S	S	S	S	36.67 118	75 150	100 400	668
ACERO AISI 17-7 P.H.	S	S	S	N	57.14 171.42	100 200	100 400	771.42
MAT. COMPUESTO CARBON/EPOXY H.T.	S	S	S	S	100 300	50 100	67 268	668

DONDE :

S = SATISFACTORIO

N = NO SATISFACTORIO

En este caso se seleccionará el material compuesto Carbon/Epoxy H.T., puesto que el acero AISI 17-7 P.H. aunque tiene el índice de comparación de propiedades con mayor valor numérico, queda descartado ya que no cuenta con la densidad requerida, siendo ésta una propiedad crítica.

Como puede observarse, este método de evaluación nos permite realizar la selección de materiales que satisfagan de la mejor forma todos los requerimientos de funcionamiento determinados; siendo posible su aplicación en cualquier etapa de filtrado de materiales, con sus condiciones particulares. Lo importante de este método es que permite introducir el costo como una propiedad más y compararlo con las demás propiedades establecidas. Generalmente, en aeronáutica se sacrifica el costo por otras propiedades, tales como las que aumentan el factor de seguridad (propiedades físicas y químicas), pero no deja de ser importante; de cualquier forma la consideración del costo queda al criterio del grupo multidisciplinario de profesionales que realicen el estudio y de los fines particulares que se persigan. Es precisamente esto último lo que le dá al método gran potencialidad de aplicación debido a que se puede adaptar muy bien a la particularidad del problema de selección en estudio.

ANALISIS DE VALOR

El análisis de valor o valor en ingeniería, es un sistema organizado de técnicas útiles para la identificación y eliminación de costos innecesarios, sin comprometer con esto la calidad y la seguridad del diseño. Usualmente, la técnica es aplicada a una serie de problemas más amplios que solamente la selección de materiales, pero su estructura y metodología de análisis se aplica admirablemente a este problema.

En el análisis de valor se hacen las siguientes preguntas: Cómo una función dada de un sistema de diseño puede ser realizada con un costo mínimo ?.Cuál es el valor de la contribución que cada característica del diseño le ocasiona a la función específica que el producto debe cumplir ?. El análisis de valor generalmente es llevado a cabo por un grupo de ingenieros y directores que poseen diferentes antecedentes y puntos de vista, para que de esta manera el problema sea visto desde muchos aspectos. De cualquier modo un análisis de valor necesita el soporte y respaldo de altos directivos por si se quiere más exitoso.

La aproximación del análisis de valor busca el desarrollo de respuestas a las siguientes preguntas.

- Podemos lograr los objetivos sin el producto ?
- Acaso el producto hace más de lo que es requerido ?
- Acaso el producto tiene un mayor costo del que realmente vale ?
- Existe algo que realiza el trabajo de una mejor manera ?
- Existe una manera más económica de fabricar el producto ?
- Puede un artículo estandarizado ser utilizado en sustitución del producto ?
- Puede un proveedor externo proveer el producto a un menor costo sin afectar la confiabilidad ?

El plan de trabajo del análisis de valor consiste en aquellas tareas o funciones necesarias para realizar el estudio. Un plan estructurado, como el que es mostrado en la figura 3.5, asegura que la consideración dada a todos los aspectos importantes suministre una separación lógica del estudio en unidades convenientes y genere una base adecuada de datos para mantener un registro escrito del progreso en el estudio de análisis de valor.

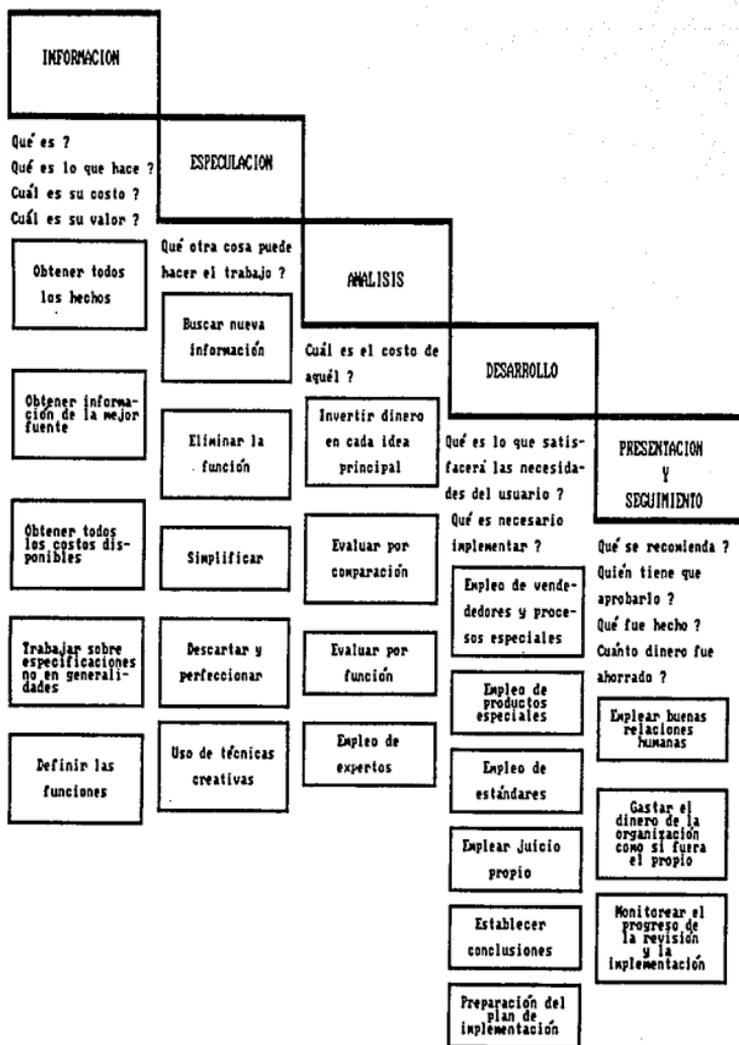


Figura 3.5 COMPONENTES DE UN PLAN DE TRABAJO DE ANALISIS DE VALOR.

Un paso clave en el análisis de valor es la evaluación de la función del diseño o sistema. En el análisis la función es expresada en dos palabras: Un verbo y su sustantivo objetivo. El verbo contesta la pregunta qué es lo que hace; el sustantivo contesta la pregunta a quién se lo hace. Puede ser, por ejemplo, una corriente conductora o registros de resguardo. La función debe de ser identificada a fin de no limitar la manera en cómo puede ser evaluada.

Las funciones de un diseño o de un sistema deben ser divididas en funciones básicas y funciones secundarias. Una *función básica* define una característica de funcionamiento que debe ser obtenida. Contesta a la pregunta de qué es lo que debe hacer. Una *función secundaria* define una característica de funcionamiento de un sistema o de un artículo, además de las otras que deban ser obtenidas. Contesta a la pregunta de qué otra cosa puede hacer. Por ejemplo, la función básica de una capa de pintura es la de proteger a la superficie del medio ambiente. La función secundaria es la de mejorar la apariencia. La habilidad para identificar funciones y distinguir las entre funciones básicas y secundarias es importante en el análisis de valor. El valor es colocado solamente en funciones básicas y es ahí donde se dirigirá la atención.

Una vez que las funciones han sido identificadas, el siguiente paso es establecer un valor monetario del precio de cada función. Usualmente, el precio de una función básica se determina mediante la comparación entre los diferentes métodos de obtención (disponibles) de esta función, con el método que se está utilizando actualmente. Una habilidad, un conocimiento y un juicio considerables son necesarios para determinar el precio en términos monetarios. Una de las maneras para determinar el precio de una función es el preguntarse a uno mismo qué cantidad de dinero sería razonable pagar para la adquisición de la función básica si uno tuviese que pagarla con su propio dinero.

Enseguida se determina el costo del método utilizado para llevar a cabo la función. El costo se aplica al diseño actual que se está utilizando, puesto que el precio se aplica a la función. Una característica importante del análisis de valor es identificar los elementos del diseño de alto costo y enfocar la atención en ellos. En esa consideración nosotros debemos conocer la Ley de Pareto (figura 3.6), en la cual se enuncia que cerca de un 80 % del efecto total de cualquier grupo será resultado de solamente el 20% de los componentes de ese grupo. Así, cerca del 20% de los elementos de un diseño contribuyen en el 80% del costo. Obviamente, la atención debe ser enfocada a esta pequeña pero importante porción de la distribución. En el análisis de costos, el costo total unitario se divide en material, mano de obra y costos generales. En vista de que la decisión a ser tomada dependerá de la confianza de los datos, se debe tener mucho cuidado para establecer el costo de los mismos.

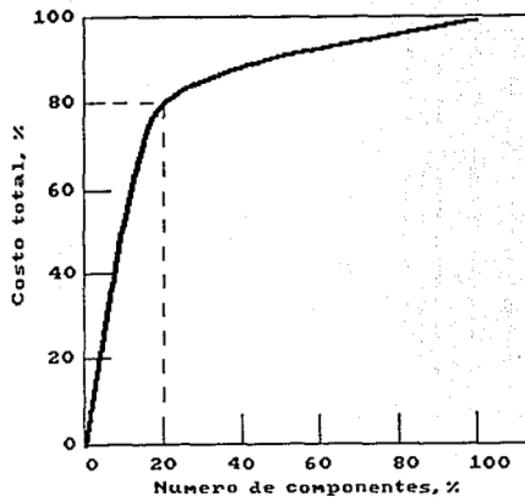


FIGURA 3.6 Ley de Pareto para una distribución de costos.

Existen diversos métodos para obtener información de los costos de los datos. Una buena técnica es el desarrollar el costo para cada elemento en el diseño, para cada paso en el ciclo de manufactura desde el material en bruto hasta el producto terminado. También, es útil el representar gráficamente los elementos del costo del análisis anterior como una función anual para determinar cuáles costos se salen de la línea debido a la tecnología de procesamiento anticuada. Otros tipos de comparación de costos que pueden ser relevantes en ciertas circunstancias son los costos por kilogramo, los costos por dimensión (área, volumen o longitud) y los costos por propiedad (índice de costo/funcionamiento).

Finalmente, llegamos a la determinación del valor del diseño o sistema. Ya se ha considerado el uso del valor (precio) y costo del valor. El valor estimado se asocia con el poder de una cosa para hacer que los consumidores la posean. Eso puede ser un componente de valor significativo en los productos de orientación a los consumidores, pero usualmente juega un pequeño papel en el análisis de valor. Una buena manera de expresar el valor es con el *índice de valor*, que es la relación del costo/precio. Grandes valores del índice de valor nos señalan la parte del diseño que es más provechosa para reducción de costos.

Los pasos en el plan de trabajo del análisis de valor (figura 3.5) son muy parecidos a los de solución de problemas. Una vez que la información básica ha sido reunida, la siguiente fase es la especulación. El objetivo de la especulación es la generación, por medio de técnicas de creatividad, de muchos medios alternativos para llevar a cabo las funciones básicas identificadas en la fase de recopilación de información. Es comunmente empleada la tormenta de ideas. La fase de análisis involucra una selección para un análisis detallado y un refinamiento de las alternativas más prometedoras generadas en la fase de especulación. Cada idea es evaluada principalmente en términos de 1) cuánto es lo que cuesta el producto y 2) acaso el

producto logrará sus funciones básicas. La fase de desarrollo genera un plan completo para la implementación del producto. La mejor solución del plan es seleccionada para su implementación, y varias alternativas son seleccionadas si la primera elección es rechazada por la autoridad que las aprueba. Por último, la fase de presentación y seguimiento involucra el estado crítico de presentar las mejores alternativas a las personas que tienen la autoridad para aprobar las propuestas de análisis de valor.

ANALISIS BENEFICIO/COSTO

Una clase importante de decisiones de ingeniería comprende la mejor selección del diseño del sistema, del material, de un subsistema de compra, etc., cuando los recursos económicos están restringidos. Los métodos para hacer comparaciones de costo y análisis de beneficio son herramientas importantes para la toma de decisiones en este tipo de situación. Frecuentemente, las comparaciones están basadas en una *relación beneficio/costo*, la cual relaciona el capital de inversión requerido para producir el beneficio deseado.

Relación beneficio/costo (BCR, Benefit/cost ratio):

$$\text{BCR} = \frac{\text{valor presente o costo anual de todos los beneficios.}}{\text{valor presente o costo anual de todos los costos.}}$$

Un diseño o un proyecto para el cual el $\text{BCR} < 1$ no cubre el costo del capital para crear el diseño. Generalmente, solamente los proyectos para los cuales el $\text{BCR} > 1$ son aceptables. Los beneficios utilizados en el BCR serán factores similares a un componente de funcionamiento mejorado, un incremento de carga útil a través de la reducción de peso, y un incremento en la disponibilidad del equipo. Los beneficios son definidos como las ventajas menos las desventajas, esto es, los beneficios netos. Además, los costos son los costos totales menos los ahorros. Los

costos deben representar los costos del capital inicial, así como también los costos de operación y mantenimiento.

Cuando es utilizado en un contexto estrictamente de ingeniería como auxilio en la selección de materiales alternos, el análisis beneficio/costo es una herramienta útil para la toma de decisiones. Sin embargo, este análisis se aplica más frecuentemente a proyectos públicos financiados con el dinero de los impuestos y tiene la intención de servir a todo el público, aquí la cuestión que va más allá de la eficiencia económica se convierte en una cuestión de beneficio social. Muchos de los extensos beneficios son difíciles de cuantificar en términos monetarios. Así que la mayor dificultad de este método es el problema de relacionar el costo monetario a los valores reales de la sociedad.

Aunque el análisis beneficio/costo es una metodología de utilización amplia, no se queda al margen de tener problemas. La suposición es que los costos y los beneficios son relativamente independientes. Básicamente, es un método determinístico que no negocia con incertidumbre en una mejor manera. Así como en muchas técnicas es mejor no tratar de forzarla. Aunque las relaciones cuantitativas proporcionadas por la ecuación de la relación beneficio/costo deben ser utilizadas en su mayor extensión posible, no deben apropiarse de antemano la utilización del sentido común y del buen juicio.

IV

CAPITULO IV.- CARACTERISTICAS Y APLICACIONES EN LA INDUSTRIA
AERONAUTICA DEL MATERIAL COMPUESTO FABRICADO CON
FIBRA ARAMIDA KEVLAR 49 Y RESINA EPOXICA

INTRODUCCION

En el capítulo II se definió lo que es un material compuesto y su clasificación, los materiales compuestos utilizados en aeronáutica, sus propiedades y características, contemplando las ventajas y las desventajas. Dentro de las ventajas se mencionaron aquellas que son las más significativas para la industria aeronáutica y que gracias a éstas, dichos materiales han podido sustituir poco a poco a otros materiales, principalmente a los metálicos; de igual forma se mencionaron las principales desventajas que intervienen directamente en la industria aeronáutica. Estos elementos, junto con los criterios generales sobre selección de materiales, determinados en el capítulo anterior, podrán conformar un importante, aunque modesto inicio, en el mejoramiento de la Industria Aeronáutica Comercial Nacional. Sin embargo, existen otros campos de investigación que, aunados a los elementos ya presentados, podrán ser útiles para definir la dirección precisa de hacia dónde se podrían enfocar los esfuerzos de mejoramiento. Los campos de investigación que, son considerados los más importantes y que, son en los que los grandes fabricantes de aviones comerciales enfocan sus esfuerzos son enlistados a continuación:

- 1.- Diseño Asistido por Computadora (CAD).
- 2.- Eficiencia Aerodinámica.
- 3.- Nueva Generación de Motores.
- 4.- Aviónica Avanzada.
- 5.- Flexibilidad en Interiores.
- 6.- Materiales Compuestos en Elementos Estructurales.

Todos estos campos de alguna forma se encuentran interrelacionados y por consiguiente también se encuentran relacionados con los materiales compuestos, de hecho, en los cuatro últimos campos la relación se hace más evidente ya que en éstos se presenta proplamente la selección de los materiales adecuados para cumplir las especificaciones de Diseño y Eficiencia Aerodinámica establecidas. De aquí, que se presenta un panorama muy amplio para su desarrollo, que a su vez involucra diversas disciplinas de la ingeniería, tales como la electrónica, la termodinámica, la ergonomía y la mecánica, la cual definitivamente tiene la mayor participación en todos los campos antes mencionados, principalmente en los de la Nueva Generación de Motores, Flexibilidad en Interiores y Materiales Compuestos en Elementos Estructurales, en lo que a selección de materiales se refiere. Es precisamente en el campo de Materiales Compuestos en Elementos Estructurales en donde pueden presentarse muy buenas oportunidades de desarrollo para la Industria Aeronáutica Comercial Nacional, debido a que existe, aunque en muy pequeña escala en comparación a otras naciones desarrolladas, una industria enfocada a la fabricación de cierto material compuesto reforzado con fibras (específicamente de fibra de vidrio), esto implica una cierta experiencia ya ganada en cuanto a investigación en diseño y procesos de fabricación de éste tipo de material compuesto. Por otro lado, los materiales compuestos reforzados con fibras son, dentro de los materiales compuestos utilizados en aeronáutica, los que se presentan en mayor cantidad y frecuencia, lo que implica que también se tenga cierto avance en cuanto a información generada de investigaciones antecedentes factible de aprovechar. Todos estos elementos brindan una muy buena oportunidad para una introducción ya con cierta ventaja hacia el desarrollo de este campo de la aeronáutica, que promete ser muy productivo a mediano y largo plazos. Es por esto, que el presente capítulo tratará sobre materiales compuestos reforzados con fibras, con amplia utilización en componentes aeronáuticos estructurales. En particular, se eligió para investigación y estudio al material compuesto reforzado con fibras aramidas

(KEVLAR 49) contenidas en una matriz de resina epóxica, ya que este tipo de material compuesto es el que resulta más interesante en cuanto a sus propiedades y ventajas mecánicas, tales como su baja densidad y su gran resistencia a la ruptura, que entre otras lo han hecho un material muy adecuado para la fabricación de estructuras aeronáuticas sometidas a exigencias mecánicas muy elevadas. También, se estudiarán las propiedades y características sobresalientes de éste material y su comportamiento en condiciones operacionales de servicio en algunos componentes aeronáuticos. Finalmente, se mencionarán aplicaciones directas en un avión comercial moderno. Asimismo, se hará referencia a este material compuesto como el "KEVLAR 49", tal y como es conocido propiamente en la industria aeronáutica, a menos de que se especifique, en algunos casos, que se trate solamente de la fibra o de alguna otra observación particular.

IV.1.- CARACTERISTICAS DE LA FIBRA KEVLAR 49 Y SU APLICACION EN MATERIALES COMPUESTOS

La fibra de aramida KEVLAR es uno de los modernos desarrollos y de alto grado de alcance que resultó de la investigación de fibras textiles en los años recientes. Sus propiedades, únicas en el mundo dentro de las fibras sintéticas, están abriendo un nuevo campo de oportunidades en una variedad de aplicaciones. El KEVLAR no se ha aprovechado en toda su potencialidad de propiedades, además de que también permite hacer cosas que antes no se podían hacer. El KEVLAR se mantiene como único en el mundo de los materiales textiles en cuanto a que ninguna otra fibra posee su combinación de propiedades resistencia-peso. Sus más notables características son su alta resistencia y su módulo de elasticidad por unidad de peso. Es esencialmente resistente a la flama, no se derrite y tiene un amplio rango de temperatura útil que va desde -196°C hasta 180°C y carbonizándose cerca de los 427°C .

El KEVLAR, la marca registrada para uno de los productos de la familia Du Pont de fibras de aramida, se encuentra disponible en tres formas básicas de fibras diferentes:

- El KEVLAR 49, el material a tratar en este capítulo, con un alto esfuerzo de tracción de 2,760 MPa y un alto módulo de elasticidad de 124,000 MPa, está diseñado para el reforzamiento de materiales utilizados en aeronáutica y ofrece a la industria un nuevo nivel de funcionamiento de materiales compuestos en diversas áreas. El KEVLAR 49 también es utilizado en las industrias aeroespacial, naval, artículos deportivos y eléctrica, así como en la fabricación de telas revestidas, cuerdas y cables.
- El KEVLAR 29, con el mismo alto esfuerzo de tracción, pero con un módulo de elasticidad de 62,000 MPa, presenta una mejor adaptación para satisfacer requerimientos exactos en aplicaciones industriales, tales como cuerdas, cables, telas revestidas y ropa protectora.
- El KEVLAR, con propiedades físicas generales similares al KEVLAR 29, está diseñado específicamente para el reforzamiento de hule, tal como neumáticos, cinturones y mangueras.

Desde su introducción comercial en 1972, el KEVLAR ha dado pasos largos en su aceptación como un material para aeronáutica. Es por esto, que a continuación se expondrán las características del KEVLAR 49 y sus aplicaciones en esta área.

IV.2.- PROPIEDADES FÍSICAS DE LA FIBRA DE KEVLAR 49

Las propiedades físicas de la fibra aramida KEVLAR 49, comparadas con otras fibras orgánicas, como la del nylon DU PONT y el poliéster DACRON; con otras fibras reforzantes, como la fibra de grafito y la fibra de vidrio-"E"; y con el acero inoxidable son mostradas en la tabla 4.1.

El esfuerzo de tracción de la fibra KEVLAR 49 es más del doble que la del nylon o el DACRON y cerca del 50% mayor que la del vidrio-"E". Debido a la insensibilidad relativa a defectos superficiales de la fibra el esfuerzo de tracción del KEVLAR 49 en toda la longitud de la fibra es uniforme comparada con otras fibras reforzantes tales como el vidrio.

Nótese que el KEVLAR 49 aparenta poseer dos diferentes esfuerzos a la tracción. Esto es porque el KEVLAR 49 posee un grupo tal de propiedades únicas las cuales son utilizadas en muchas diferentes industrias. Por consiguiente, algunas veces el KEVLAR 49 es representados como un material textil y su esfuerzo de tracción, utilizando una prueba de mechón torcido medido por la norma ASTM D885, es de 2,760 MPa. Sin embargo, la prueba textil de mechón torcido no es particularmente eficiente para el KEVLAR 49. La torcedura reduce el esfuerzo de tracción aparente y la fricción depende de la distribución de todos los esfuerzos de tracción en los filamentos individuales. Por otro lado, el KEVLAR 49 también es probado mediante la norma ASTM D2343, la cual es una prueba de torcedura impregnada de resina, comúnmente utilizada por los fabricantes de fibra de vidrio, que además sirve para comparar al KEVLAR 49 contra las fibras de grafito y vidrio. Sobre estas bases, el KEVLAR 49 posee un esfuerzo de tracción de 3,620 MPa.

PROPIEDAD	MATERIALES					
	FIBRAS					METAL
	KEVLAR 49	DUPONT NYLON TIPO 728	DACRON TIPO 68	GRAFITO TIPO HT	F. VIDRIO E-HTS	ACERO INOXIDABLE
ESFUERZO DE TRACCION, MPa MPa	2,768 * 3,628 **	998 *	1,120 *	2,768 *	1,418 **	1,728
MODULO DE ELASTICIDAD, MPa	124,000	5,500	13,800	221,000	69,000	200,000
ELONGACION A LA ROTURA, %	2.5	18.3	14.5	1.25	3.5	2.0
DENSIDAD, g/cm ³	1.44	1.14	1.38	1.75	2.55	7.83

* Prueba textil ASTM D885 para hilo torcido no impregnado.

** Prueba para mechón impregnado ASTM D2343.

TABLA 4.1 Tabla comparativa de propiedades de diferentes materiales con respecto al KEVLAR 49.

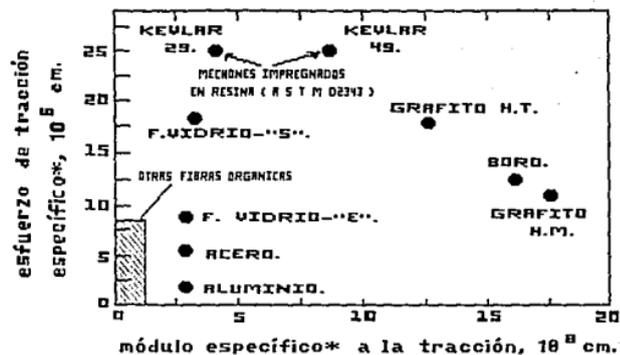
El módulo de elasticidad es más de 20 veces el del nylon, casi 10 veces más que el del DACRON y casi el doble que el del vidrio-"E". Comparado con la fibra de grafito, tiene un módulo de elasticidad de cerca de 2/3 que el del grafito.

La elongación de la fibra a la falla es baja en comparación con el nylon, el DACRON y el vidrio-"E", pero alta si se compara con la del grafito y el acero inoxidable.

En cuanto a la densidad, mientras que es ligeramente mayor que la del nylon o el DACRON, es más del 40% menor que la del vidrio-"E" y siendo también más ligera que el grafito. La tabla 4.2 muestra las densidades de diferentes fibras. Nótese sin embargo, que su densidad es mucho muy parecida a la de otras fibras orgánicas.

FIBRA	DENSIDAD (g/cm ³)
KEVLAR 49	1.44
GRAFITO	1.6 - 2.0
F. VIDRIO-"S"	2.48
F. VIDRIO-"E"	2.54
BORO	2.68
NOMEX ARAMID	1.38
DUPONT NYLON Tipo 72B	1.14
DACRON POLIESTER Tipo 68	1.38

TABLA 4.2 TABLA COMPARATIVA DE DENSIDADES PARA DIFERENTES FIBRAS.



* Es el esfuerzo de tracción o módulo, dividido entre el peso específico.

FIGURA 4.1 GRAFICA QUE COMPARA DIFERENTES FIBRAS DE REFORZAMIENTO CON RESPECTO AL ESFUERZO DE TRACCION ESPECIFICO Y EL MODULO ESPECIFICO DE TRACCION.

Las fibras de KEVLAR 49 también poseen una excelente resistencia, brindándole una buena industrialización textil y una tolerancia alta en cuanto a daño. Comparado con otras fibras orgánicas, el KEVLAR 49 es casi tres veces más resistente. Comparado con la fibra de vidrio, el KEVLAR 49 es más resistente también. Comparando las columnas primera y última de la tabla 4.1 se tienen las bases suficientes para sostener que gramo por gramo, el KEVLAR 49 es cinco veces más resistente que el acero inoxidable.

Cuando las propiedades de esfuerzo de tracción y densidad se relacionan conjuntamente, se encuentra que el KEVLAR 49 tiene la relación resistencia/peso más alta que cualquier otro material comercial disponible. En la figura 4.1 el esfuerzo de tracción específico, el cual es el esfuerzo de tracción dividido entre el peso específico, está marcado por medio de puntos en la representación gráfica contra módulos específicos de tracción, el cual es el módulo dividido entre el peso específico. El KEVLAR 49 se encuentra muy por arriba de otras fibras reforzantes con respecto a esfuerzos específicos. Para módulos específicos, el KEVLAR 49 encaja entre el de la fibra de vidrio y el de grafito. Se puede observar el fuerte contraste que el KEVLAR 49 posee en comparación con otras fibras orgánicas y aún con el acero convencional y materiales de aluminio. Los datos de la figura 4.1 forman la clave de las oportunidades del mercado en materiales compuestos y otras aplicaciones donde la relación esfuerzo/peso es importante, como en la industria aeronáutica.

IV.3.- PROPIEDADES MECANICAS DEL MATERIAL COMPUESTO REFORZADO CON FIBRA ARAMIDA KEVLAR 49

Las excelentes propiedades de fibra del KEVLAR 49 son mostradas en los materiales compuestos reforzados. Para aplicaciones del material compuesto, la fibra es proporcionada sin un acabado adicional o tamaño en especial y debido a su naturaleza orgánica puede ser combinada con muchas de las resinas comercialmente disponibles.

Todos los procesos utilizados para combinar resinas con fibra de vidrio son adaptables al KEVLAR 49 con pocas o ninguna modificaciones. Esto incluye el almacenamiento húmedo, el preimpregnado de telas y cintas, el enrollado de los filamentos, la pultrusión y la preparación de compuestos moldeados de fibra trozada. Sin embargo, la selección adecuada del tipo de resina y del sistema es importante para las propiedades finales del material compuesto.

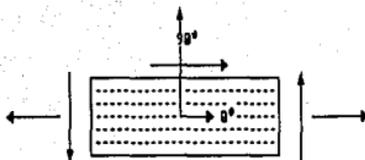
Debido a que la resina funciona como matriz, se debe añadir que una de las principales misiones de esta, según ha quedado dicho en el capítulo II, es la de transferir las cargas de trabajo entre las fibras. Por ello, se comprende que una buena adhesión FIBRA/MATRIZ mejora las capacidades del material compuesto, y que las resinas con buenas propiedades de adherencia sean las candidatas preferidas para matrices.

En la selección de una resina para matriz deben atenderse en general las siguientes características:

- Temperatura de servicio.
- Resistencia química.
- Adherencia a las fibras.
- Costo.

Las resinas para matrices con las que se consiguen los materiales compuestos con las mejores propiedades mecánicas son las *resinas epoxicas (epoxy)*, debido básicamente, a su alta adherencia con las fibras más desarrolladas, y a la baja contracción del material durante la polimerización y fraguado, lo que implica una elevada estabilidad dimensional. Sus propiedades mecánicas pueden variar extensamente mediante modificaciones en la estructura química básica. Los materiales compuestos a base de estas resinas resisten perfectamente a cualquier tipo de fuerza mecánica (estática y dinámica) y a los agentes exteriores y químicos. Las temperaturas de servicio son relativamente bajas, de 80°C a 120°C, pero existen resinas epoxy que pueden soportar hasta los 200°C. Es por todo esto, que se ha considerado esta resina en el análisis de las propiedades mecánicas del material compuesto con fibra aramida KEVLAR 49.

La tabla 4.3 esboza las propiedades mecánicas de láminas unidireccionales fabricadas con KEVLAR 49, grafito y vidrio-"E" respectivamente. Se pueden observar ventajas significativas para el KEVLAR 49 en densidad o rigidez sobre el vidrio. Otras propiedades del laminado con la excepción del esfuerzo de compresión, se encuentran balanceadas. Mientras que los materiales compuestos unidireccionales del KEVLAR 49 que se probaron a tracción presentaron una curva de esfuerzo/deformación a la falla frágil, cuando fueron probados en compresión su comportamiento fue elástico a bajos esfuerzos y plástico a altos esfuerzos. Este comportamiento único a la compresión de la aramida KEVLAR 49 comparado con otras fibras reforzantes inorgánicas es fundamental en cuanto a su comportamiento dúctil similar a los metales, el cual es ilustrado en la figura 4.2.



PROPIEDADES Y CARACTERISTICAS		KEVLAR 49	F. VIDRIO-"E"	GRAFITO
Densidad, g/cm ³		1.38	2.00	1.52
Esfuerzo de tracción 0°,	MPa.	1,389	1,100	1,240
Esfuerzo de Compresión 0°,	MPa.	276	506	1,100
Esfuerzo de tracción 90°,	MPa.	27.6	34.5	41.4
Esfuerzo de Compresión 90°,	MPa.	138	138	138
Esfuerzo cortante en-plano,	MPa.	44.1	62.0	62.0
Esfuerzo cortante interlaminar,	MPa.	40-69	83	97
Módulo de Tracción y Compresión 0°,	MPa.	75,000	39,300	131,000
Módulo de Tracción y Compresión 90°,	MPa.	5,500	8,960	6,200
Módulo cortante en-plano,	MPa.	2070	3,450	4,830

Tabla 4.3 Propiedades mecánicas correspondientes a la orientación de las fibras con respecto a los tipos de esfuerzos aplicados, en materiales compuestos unidireccionales laminados, hechos con KEVLAR 49, grafito y fibra de vidrio.

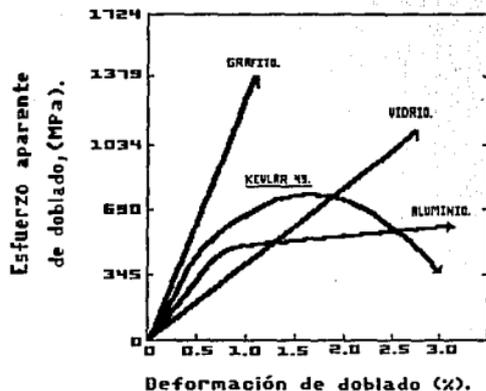


Figura 4.2 Representación gráfica de curvas esfuerzo/deformación, registradas en ensayos de compresión de distintos materiales compuestos reforzados con fibras, contenidas en matrices de resina epóxica, comparadas con un material metálico.

En la figura 4.3, también se muestra lo que las diferentes fibras de reforzamiento dan como resultado en las propiedades de tracción de un material compuesto unidireccional. Sobre la base de un volumen de 80% en una resina epóxica, el KEVLAR 49 comparte las mismas características que las otras fibras reforzantes, tales como el boro, el grafito y el vidrio-"S". Cada material compuesto da como resultado una línea recta, la cual es una línea esfuerzo/deformación que cambia de pendiente al momento en que ocurre la fractura. Todos los materiales antes mencionados satisfacen la clásica definición de un material frágil, aún cuando se trate de evitar este término cuando se habla del KEVLAR 49. Nótese el contraste con el aluminio, el cual es un clásico material dúctil.

Otras propiedades mecánicas significativas y útiles de los materiales compuestos de KEVLAR 49 son su relación esfuerzo/fracturas en períodos largos (figura 4.4) y su buena relación de resistencia a la fatiga a esfuerzos cíclicos de tracción-tracción, comparada con otros materiales compuestos y uno metálico (figura 4.5). La resistencia al impacto durante la prueba por caída de bala de los materiales compuestos de KEVLAR 49 es más alta que la de los laminados de grafito. La resistencia al impacto por la caída de bala, sin embargo, es altamente dependiente de la resistencia al corte interlaminar del material compuesto, el cual a su vez es dependiente de la selección de la resina. Si la resistencia al corte medida por medio de la prueba de viga corta (ASTM D2344) es menor de 20,667 MPa, los materiales compuestos reforzados con KEVLAR 49 tenderán a absorber energía por medio de la delaminación, la cual es indeseable en muchas aplicaciones, por ejemplo en la aeronáutica.

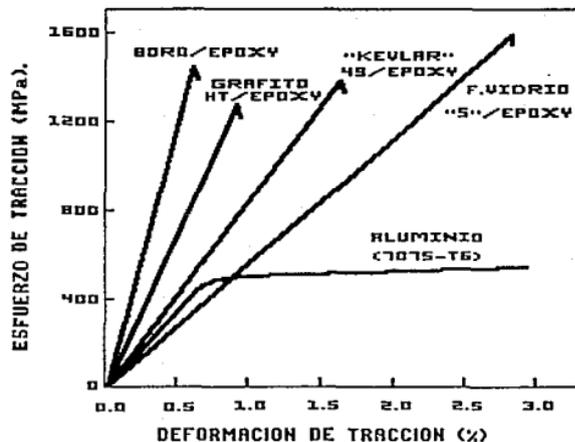


Figura 4.3 Curvas esfuerzo/deformación obtenidas de ensayos de tracción, de un metal y diferentes materiales compuestos unidireccionales reforzados con diversas fibras, sobre la base de un volumen de 68% en una resina epóxica.

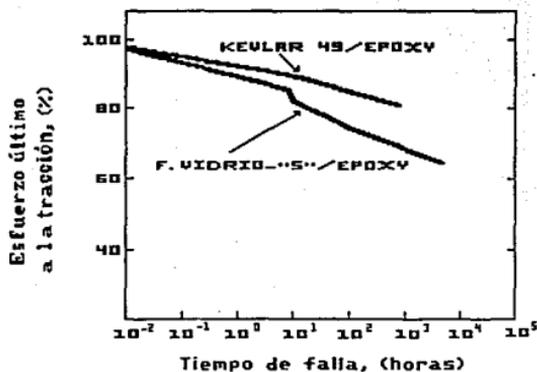


Figura 4.4 Representación gráfica de curvas esfuerzo/ruptura, que describen el comportamiento de los materiales compuestos unidireccionales KEULAR 49 y fibra de vidrio-"S", a la acción de una carga estática continua. El comportamiento es registrado en periodos de tiempo de falla.

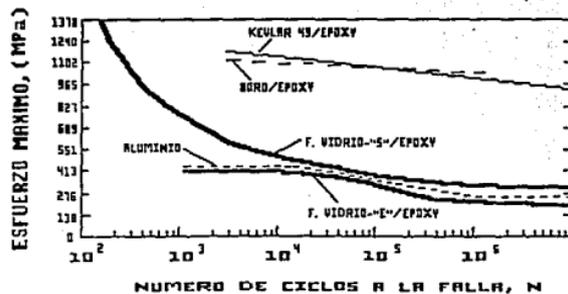


Figura 4.5 Representación gráfica del comportamiento de fatiga tracción-tracción, de un material metálico y diversos materiales compuestos unidireccionales, incluyendo el KEVLAR 49.

IV.4.- PROPIEDADES FISICAS DEL MATERIAL COMPUESTO REFORZADO CON FIBRA ARAMIDA KEVLAR 49 EN FORMA DE TELA CON APLICACION DIRECTA EN LA INDUSTRIA AERONAUTICA COMERCIAL

Los aviones comerciales utilizan una cantidad considerable de materiales compuestos reforzados en acabados y adornos interiores y en el exterior en la estructura de líneas aerodinámicas para reducir la resistencia al avance. El KEVLAR 49 ha sido adoptado en un número de estas partes en el Lockheed L-1011, el Cessna "Citation", el Canadair "Challenger", el Boeing 757 y 767, el Concorde SST, el De Havilland DHC-7 y la familia Airbus, debido a que se ahorra hasta un 30% de peso comparado con otras partes similares fabricadas con fibra de vidrio. Otro gran número de aviones comerciales manufacturados están adoptando al KEVLAR 49 para aplicaciones semi-estructurales y estructurales como lo son el piso, las puertas, los asientos, las pieles utilizadas en el fuselaje y los radomos.

Para el consumidor aeronáutico, las telas son la manera más común de utilizar el KEVLAR 49, generalmente en forma de resina preimpregnada. Está disponible un amplio rango de telas para el reforzamiento de materiales y puede disponerse también de otros diseños. Muchas de las telas del KEVLAR 49 han sido copiadas de los estilos similares a los de fibra de vidrio, telas que han sido utilizadas en la industria aeronáutica por cerca de 20 años.

Cuando la Du Pont introdujo por primera vez el KEVLAR 49 en la industria aeronáutica, en la Lockheed y en la Boeing, los finos mechones de 195 y 380 denier (un denier es igual al peso en gramos de 9,000 metros de hilo) eran los únicos disponibles. Utilizando la guía de la Lockheed y de la Boeing se han desarrollado dos telas; el estilo 120 basado en el 195 denier y el estilo 181 basado en el 380 denier. En cada caso la meta era la de duplicar la tela contraparte de fibra de vidrio. A partir de éstos surgieron posteriormente otros diseños de estilos de tela ya más

especializados en aeronáutica, utilizados tanto para la fabricación de moldes, como piezas componentes del avión.

La figura 4.6 ilustra las aplicaciones en donde el KEVLAR 49 ha sido evaluado en servicio en aviones. Los ahorros en el peso que exceden de 545 kg han sido implementados en muchos aviones comerciales mediante el uso de KEVLAR 49 para sustituir fibra de vidrio y metales.

La tabla 4.4 muestra que las propiedades de alta tracción y baja elongación del KEVLAR 49 persisten dentro de las propiedades de la tela. Se muestran algunos ejemplos de esfuerzos de tracción en cintas y esfuerzos de ruptura de probetas de tela reforzada con KEVLAR 49. Comparando éstos con similares estilos de nylon - por ejemplo, telas que son utilizadas para botes inflables y resbaladillas de emergencia - el KEVLAR es por lo menos el doble de resistente que el nylon.

PROPIEDADES DEL TEJIDO		
ESTILO	RESISTENCIA A LA TRACCION. (kg/m)	RESISTENCIA AL DESGARRE DE PROBETA. (kg)
PESO LIGERO 120	4465	27.22
PESO MEDIO 181 281 285 328	12505 11609 11609 12502	49.90 47.63 ----- 54.43
UNIDIRECCIONAL 143 243	23218/2232.5 26790/5358	----- -----

TABLA 4.4 PROPIEDADES DE ALTA TRACCION Y BAJA ELONGACION DE LA FIBRA ARANIDA KEVLAR 49, PERSISTENTES DENTRO DE LA TELA.



KEVLAR 49

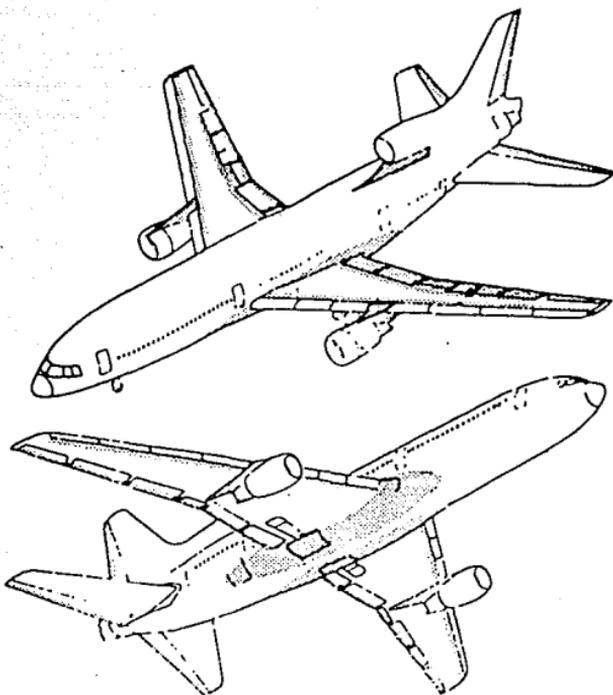


FIGURA 4.6 APLICACIONES DIRECTAS DEL KEVLAR 49 EN EL AVION LOCKHEED L-1011, EN DONDE EL KEVLAR 49 HA SIDO EVALUADO EN SERVICIO.

Las altas propiedades de las telas de KEVLAR 49 son transformadas en propiedades de materiales compuestos. En la tabla 4.5, las telas reforzantes más populares en la industria aeronáutica son mostradas con su resistencia a la tracción típica, propiedades a la flexión y propiedades al corte. Estos son valores promedios para materiales compuestos con tela reforzada en un rango del 40 al 45% de volumen de tela. La resistencia a la tracción es por lo menos de 379.1 MPa y en muestras de laboratorio puede ser elevada hasta 619.2 MPa. El módulo de tracción es también un valor promedio y en muestras de laboratorio es común un valor de 34,400 MPa. Una resistencia típica a la flexión es de 379.1 MPa de una tela balanceada. Las telas unidireccionales transfieren sus altas propiedades de resistencia a la torcedura y alto módulo al material compuesto.

En la representación gráfica del esfuerzo/deformación de un material compuesto unidireccional de KEVLAR 49 en un autoclave (figura 4.7), un material compuesto moldeado en una bolsa de vacío con un 60% en volumen de fibra, presenta un esfuerzo de tracción que está sobre 1,380 MPa con una deformación a la falla de cerca del 2%. Nótese la linealidad de la curva esfuerzo/deformación. Este mismo material compuesto en compresión (figura 4.8) deberá comportarse marcadamente diferente con respecto a la respuesta clásica de tracción frágil. En compresión el comportamiento es dúctil. En las primeras etapas de la aplicación de la carga, la curva esfuerzo/deformación es lineal. En un cierto punto, en este caso cerca de 241,719 MPa, ocurre una desviación en la linealidad, y el material compuesto cede a una región plástica. Esta es una característica de la fibra de KEVLAR 49, la cual representa un pandeo interno de los filamentos.

Propiedades Típicas del Compuesto

Bolsa de vacío, Resina epóxica American Cyanamid EP-987 Moldeada en Autoclave

ESTILO	VOLUMEN DE TEJIDO %	ESFUERZO DE TRACCION MPa.	MÓDULO DE TRACCION MPa.	ESFUERZO DE FLEXION MPa.	MÓDULO DE FLEXION* MPa.	ESFUERZO CONTANTE MPa.
Peso Ligero						
120	45	448.05	29639.9	344.65	27572	48.25
Peso Mediano						
181	40	413.50	27572 /24814.8	344.65	26193.4 /22057.6	43.43
201	40	379.12	26193.4	344.65	22746.9	41.36
285	40	379.12	27572 /26193.4	344.65	24814.8 /21368.3	41.36
328	45	379.12	26193.4	310.19	22746.9	41.36
Unidireccional						
143	40	689.3 /89.61	43425.9 /7582.3	448.05 /124.07	39979.4 /6893	51.70 /17.23
243	40	792.7 /137.86	46872.4 /11710.1	448.05 /172.33	42047.3 /8271.6	48.25 /31.02

* 32/1 .- Dimensión máxima transversal/Profundidad

- Las propiedades de torsion y llenado son equivalentes, a menos que sean anotadas de otra manera.
- Porcentaje por ASTM D790 : a 60/1 de Dimension maxima transversal/Profundidad los modulos de traccion y flexion son iguales.

Tabla 4.5 Propiedades mecánicas típicas de las telas reforzantes de KEVLAR 49 más populares en la industria aeronáutica, en un rango del 40 al 45 % de volumen de tela.

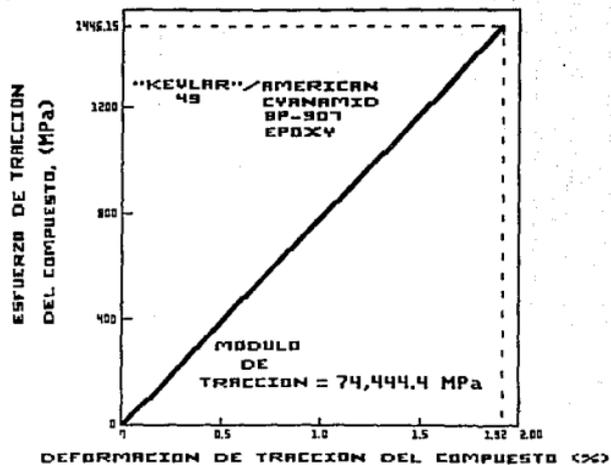


Figura 4.7 Representación gráfica de la curva esfuerzo/deformación de un material compuesto unidireccional KEVLAR 49 moldeado en Autoclave, en una bolsa de vacío con un 60% de volumen de fibra.

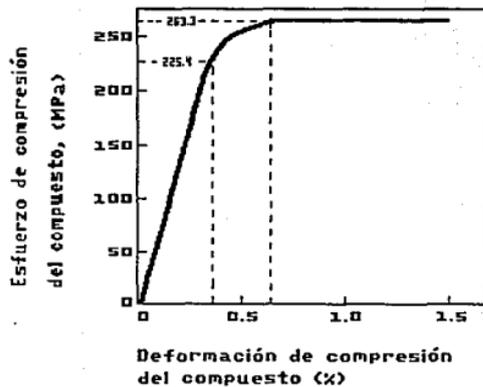


Figura 4.8 Representación gráfica de la curva esfuerzo/deformación de un material compuesto unidireccional de KEULAR 49 en un ensayo de compresión.

Combinando estos dos tipos de aplicación de cargas en una prueba de flexión, ocurre un tercer tipo de comportamiento (figura 4.9). En este caso, se realizó un estudio en donde una carga fue aplicada en 4 puntos de tal manera que los indicadores de deformación pudieran ser adheridos al centro del material compuesto. Los sensores de compresión del material compuesto se colocaron en la parte superior y los de tensión en la parte inferior. El alto esfuerzo de tracción del KEVLAR 49 ayudó al bajo esfuerzo de compresión y un cambio subsiguiente del eje neutro ocurrió a medida que la carga era aplicada. Los indicadores de deformación cedieron en dos distintas curvas; una en tracción y otra en compresión, la cual es una manifestación de las características únicas del KEVLAR 49.

La estabilidad al medio ambiente de los materiales compuestos de KEVLAR 49 es generalmente buena excepto en medios ambientes extremos. Esto es ilustrado por medio de la pequeña pérdida de resistencia al corte después de que fue expuesto este material compuesto a medios ambientes severos por períodos prolongados (tabla 4.6). Estos resultados indican que ha sido mantenida la unión resina-fibra y que se puede esperar una buena durabilidad del material compuesto. La tabla 4.6, sin embargo, también enfatiza que la matriz de resina empleada en particular puede tener un efecto significativo sobre la estabilidad del medio ambiente del material compuesto.

La maquinabilidad de materiales compuestos de KEVLAR 49 es diferente a la de materiales compuestos de fibras reforzantes inorgánicas más frágiles. La rigidez del KEVLAR 49 requiere de una acción cortante en vez de una acción de trozado que sea utilizada para cortar las fibras. Para láminas delgadas de 0.25-0.51 mm de KEVLAR 49 se pueden utilizar los mismos procesos de fabricación utilizados para la fibra de vidrio sin que se

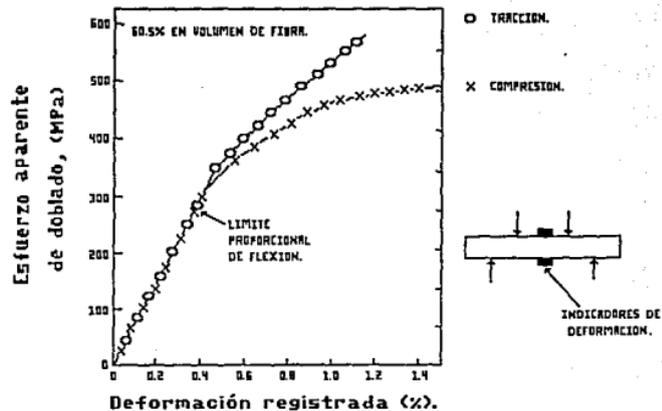


Figura 4.9 Representación gráfica de las curvas esfuerzo/deformación de una prueba de flexión, hecha mediante la aplicación combinada de cargas tracción, compresión en cuatro puntos de un material compuesto unidireccional KEVLAR 49.

Condiciones del Medio ambiente	Esfuerzo de corte interlaminar * (MPa)		
	Kevlar 49/ (121°C)	Kevlar 49/ (177°C)	F.Vidrio-"S" (177°C)
	Ероху **	Ероху ***	Ероху ***
Controlado	49.5	40.6	79.2
Agua hirviendo 3.5 años	15.8	21.2	0
Salmuera 3.5 años	32.2	40.6	79.2
Combustible de avion (Texaco "Abjet" K-40) 3.5 años	45.5	40.6	79.2
Aceite Lubricante ("Skydrol") 3.5 años	46.5	40.6	79.2

* ASTM D2344 Corte de viga corta.

** Grado Interior. Propósito General.

*** Grado Exterior. Temperatura Alta.

TABLA 4.6 Estabilidad de los materiales compuestos Kevlar 49 y Fibra de Vidrio-"S" a medios ambientes severos, por períodos prolongados.

presenten diferencias suficientemente grandes para que se requieran cambios en ellos, pero en láminas más gruesas se requiere de un rediseño de la herramienta. En general, el maquinado de materiales compuestos de KEVLAR 49 es similar al acabado de la madera que al acabado del metal. Se han desarrollado herramientas y procedimientos los cuales resuelven muchos de los problemas del maquinado.

APLICACIONES DIRECTAS

Para poder analizar las aplicaciones directas del KEVLAR 49 en la estructura de algún avión comercial moderno y poder comprender ampliamente como las propiedades vistas de este material compuesto se ajustan perfectamente a las exigencias estructurales de los aviones, es necesario contar con los conocimientos básicos de lo que es la estructura de un avión, los diversos tipos de carga a las que está sometida y los criterios aeronáuticos generales para seleccionar los materiales que conforman los elementos estructurales corrientes. Para esto a continuación se dará una breve explicación de los puntos de interés antes mencionados.

ESTRUCTURAS DE LOS AVIONES

La estructura de un avión es una combinación de partes relacionadas, armazones y ensambles agrupados funcionalmente para integrar una máquina voladora más pesada que el aire. Para volar, el exterior del avión debe tener una forma aerodinámica. Dentro de esta forma deben de ir ajustadas piezas que tengan una *alta relación de resistencia/peso*, y capaces de soportar las fuerzas necesarias para equilibrar al avión en vuelo. Las fuerzas que actúan en la estructura de un avión se llaman cargas, algunas de estas son originadas por muy diversos factores dependiendo del tipo de aeronave y su misión específica, otras por el contrario, se presentan indistintamente en todos los tipos de aeronaves. A

continuación se muestra en forma muy general una descripción simple de los diferentes tipos de carga que interactúan en la estructura de un avión, clasificadas en los siguientes grupos de interés:

CARGAS INTERNAS

Las cargas internas que actúan en un avión provienen del cargamento real y el combustible, las cuales son denominadas en conjunto como *carga útil*.

CARGAS EXTERNAS

Son aquellas que actúan externamente sobre un avión, siendo éstas:

Cargas del aire; El aire puede ser considerado como una multitud de corrientes de fuerza que cambian continuamente de velocidad y dirección, en forma de turbulencia (ráfagas).

Cargas por maniobra; El piloto mismo ocasiona este tipo de cargas cuando opera o acciona los mandos de vuelo. Esto será siempre que el avión cambie de posición o dirección o de ambas a la vez.

Cargas terrestres; Son aquellas que provienen del suelo, el cual reacciona con la estructura durante el rodaje, despegue, aterrizaje y manejo en tierra.

CARGAS DIVERSAS

Estas provienen de innumerables fuentes o causas, pudiendo ser internas o externas y dependen directamente de las condiciones específicas para las cuales el avión fue proyectado, pudiendo ser estas condiciones entre otras la velocidad y la altitud. Por ejemplo, muchas aeronaves que operan a grandes altitudes están a

presión o presurizadas interiormente lo cual generalmente representa una carga bastante grande en la estructura de un avión, parecida a la de un tanque a presión. La estructura alrededor de las puertas, ventanas y otros cortes se hace particularmente crítica en estos diseños.

FATIGA

Cuando un avión se encuentra en operación, en todo momento y en un rango muy diverso de intensidad, sus componentes estructurales se someten a la aplicación repetida de esfuerzos. Estos esfuerzos ocurren como resultado de las cargas antes mencionadas. La intensidad, frecuencia y distribución de estos esfuerzos dependen del componente estructural particular y el tipo de avión. Aunque estos esfuerzos generalmente son inferiores al punto de fluencia, el material puede fracturarse después de numerosas aplicaciones. Este tipo de falla es conocida como *fatiga*, la cual se está haciendo cada vez más importante en toda clase de aeronaves, ya que al ser tomada en cuenta en el diseño, la vida útil de éstas ha sido alargada considerablemente, además de aumentar la seguridad de la tripulación y de los pasajeros.

Además de ser consideradas las condiciones anteriormente mencionadas, los aviones son proyectados para algún propósito específico, que es el que dicta propiamente el diseño estructural requerido. Para realizar cualquier misión, las unidades deben de estar provistas de lo necesario para: contener equipo y carga útil; sostener los medios de propulsión; soportar el avión por medios de reacciones obtenidas de la atmósfera; equilibrar el avión en vuelo. La forma, disposición y tamaño relativo de estas piezas, diferirá enormemente en los distintos diseños de aviones, dependiendo de la misión, los resultados específicos deseados (funcionalidad) y otros factores.

Para ser segura, la estructura del avión debe ser capaz de resistir un esfuerzo mucho mayor que el impuesto por su peso solamente. Cuando se ha preestablecido la misión de un diseño determinado, los proyectistas proporcionan una estructura de acuerdo con las estrictas normas establecidas por la experiencia y la experimentación, para garantizar la seguridad. En general, los aviones son diseñados o calculados para resistir vez y media los máximos esfuerzos probables (Esto es, altos factores de seguridad).

Los elementos estructurales corrientes son: el *fuselaje* para contener la carga útil, las *alas* para suministrar la sustentación, los *estabilizadores* para dar equilibrio, los *controles* para proporcionar una dirección tridimensional y la estructura del *tren de aterrizaje*. Independientemente del uso a que se destine el avión, todos estos elementos deben de tener *gran resistencia, poco peso, seguridad* y una *eficiente forma aerodinámica*.

Estos antecedentes como se dijo, serán útiles para poder analizar mediante una relación simple las aplicaciones directas de los materiales compuestos y en especial de la fibra aramida en la estructura de un avión comercial moderno. Para este fin se ha elegido la estructura de un avión comercial donde se hace patente y en forma real el uso más evidente de estos materiales. Este avión es el Airbus 320 (Denominado A320), cuyo fabricante es un consorcio Europeo llamado *Airbus Industrie*, el cual cuenta con la participación de diversas empresas aeronáuticas de nacionalidad Francesa, Inglesa, Española, Alemana, Holandesa y Belga. Este consorcio surge en 1968 debido a las necesidades detectadas en ese momento por los países involucrados, y con una visión hacia el futuro de crear una aeronave ideal para el transporte de pasajeros y carga a bajo costo en los sectores de corto alcance (2,000 km), a fin de adaptar el avión a las necesidades del mayor número posible de usuarios, permitiendo así abrir el transporte aéreo a un porcentaje de la población mundial en continuo crecimiento, además de abastecer el tráfico de las líneas más modestas y de

tejer en todas las regiones del mundo una red cada vez más densa de comunicaciones; características que los aviones de fuselaje ancho, gran capacidad y de medio a gran radio de acción (de 3,000 a 8,000 km) que imperaban en esa época no podían satisfacer.

Como puede observarse, las necesidades del mercado mundial de la aeronáutica comercial no han cambiado y probablemente no cambien en un futuro cercano. Lo sorprendente aquí es que, estas necesidades se adaptan perfectamente a las necesidades propias de nuestro país.

El avión Airbus 320 no fue el primer producto de este grupo industrial, como tampoco ha sido el último, aunque se encuentra en la etapa inicial de su vida productiva. La razón por la cual se elige para el estudio es porque, como se dijo, resulta ser el avión más representativo en cuanto al uso de esta tecnología de materiales avanzados, pues se asume que hasta el momento, es el de más extensa aplicación de materiales compuestos que cualquier otro avión comercial moderno conocido de gran capacidad (más de 100 pasajeros) en el mundo occidental. Este avión, al ser un producto intermedio de este consorcio, ha tenido un desarrollo interesante. A continuación se da un breve resumen del mismo, así como las características técnicas sobresalientes.

INTRODUCIENDO EL AIRBUS 320 (A320)

Airbus Industrie fue el primer fabricante en introducir un avión de pasillos gemelos provisto de dos motores a las líneas aéreas del mundo, el A300. Este tipo de avión ha estado en servicio desde 1974.

Siguiendo con el éxito del A300 vino el A310, con una cabina de vuelo electrónica y un diseño de sistemas avanzados junto con los últimos avances en vuelo aerodinámico e ingeniería estructural. El A310-200 entró en servicio en 1983.

El A300-600 fue el siguiente paso, llevado a cabo mediante la aplicación (sobre el A300 básico) de los avances en computadoras digitales y el control tecnológico de vuelo desarrollado para el A310. La aplicación efectiva del costo de los avances en aerodinámica y tecnología estructural, los cuales también resultaron del programa A310, permitieron un nivel competitivo sobresaliente del diseño del A300 básico, el cual sería mejorado más adelante. El A300-600 entró en servicio en 1984.

La necesidad de reemplazar los obsoletos 727's, 737's y DC-9's con un avión que ofreciera una mayor capacidad de carga útil y un mejorado rendimiento ha llegado a ser cada vez más aparente.

La respuesta por parte de Airbus Industrie es el completamente nuevo A320, un avión de 150 asientos, el cual satisface los objetivos antes mencionados, resultando económica y operativamente superior (figura 4.10).

LINEA DE PRODUCTOS AIRBUS (FIGURA 4.10)

ASIENTOS

350

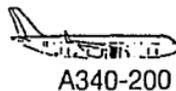
300

250

200

150

100



4,895

ALCANCE (km)

4,000

5,750

7,500

9,250

11,000

12,750

14,500

El A320 es un avión con un alcance de corto a medio, pasillo único y provisto de dos motores que ofrece a las líneas aéreas del mundo nuevos niveles de avanzada tecnología y comodidad a pasajeros.

Con el pasillo único de cabina más amplio disponible, provee excelentes niveles de comodidad a pasajeros mientras que los compartimientos de carga bajo el piso están dimensionados para aceptar compartimientos básicos (estándar).

Los contenedores tienen una completa compatibilidad con equipo de manejo básico terrestre, permitiendo a la carga del A320 ser interlineada con cualquier avión de amplio cuerpo.

Haciendo un uso óptimo de los conceptos avanzados de diseño, técnicas de producción modernas, nuevos materiales, avanzada aviónica digital y sistemas de diseño eficientes, el A320 ofrece una mejor economía de combustible y bajos costos de operación que cualquiera de sus competidores y además ofrece un alto grado de confiabilidad y mantenimiento del armazón de un avión con el menor costo que abarca todo para el cliente.

En términos de comodidad de cabina, ya sea que se vuele en la clase turista o la primera clase de pasajeros, la versatilidad interior del A320 provee un nivel de comodidad inalcanzable por los aviones de vieja tecnología y sus derivados.

El A320 entró en servicio a fines de Marzo de 1988 después de su certificación el 26 de febrero de 1988, respaldado por un libro de pedidos obtenido por ningún otro avión civil al principio de su vida operacional.

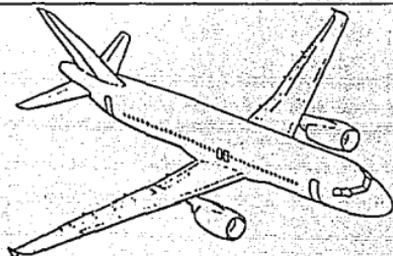
El A320 está al comienzo de su desarrollo de vida y los estudios del proyecto están todavía en camino a una versión con intensión de extenderlo, capaz de transportar un 20% más de

pasajeros y con un 50% más de capacidad de volumen de carga sobre la versión básica (figs. 4.11 y 4.12).

MATERIALES COMPUESTOS APLICADOS EN LA ESTRUCTURA DEL A320

A continuación se presentan los elementos estructurales corrientes del avión A320 (figuras 4.13, 4.14, 4.15 y tabla 4.7), así como los diversos materiales compuestos denotados con patrones distintivos.

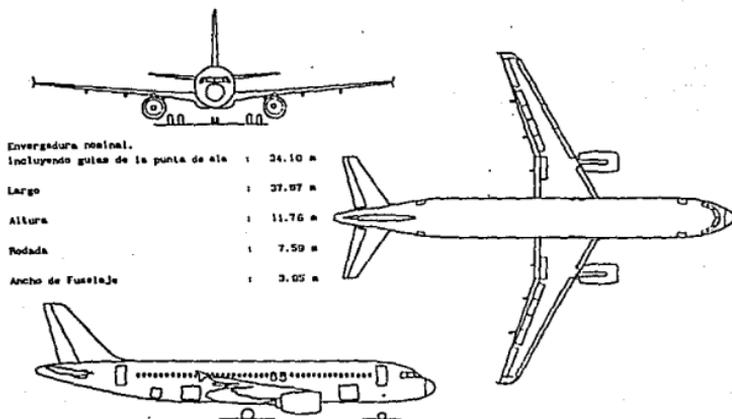
④ A320 INFORMACION GENERAL (FIGURA 4.11)



ASIENTOS (2 CLASES REGULARES)	150
CARGA	38.76 m ³
PESO MAXIMO DE DESPEGUE	73.500 kg
MOTORES UTILIZADOS	CFM56-5 o IAE U2500
ALCANCE	(4.095 km)



ARREGLO GENERAL DEL A320 (FIGURA 4.12)

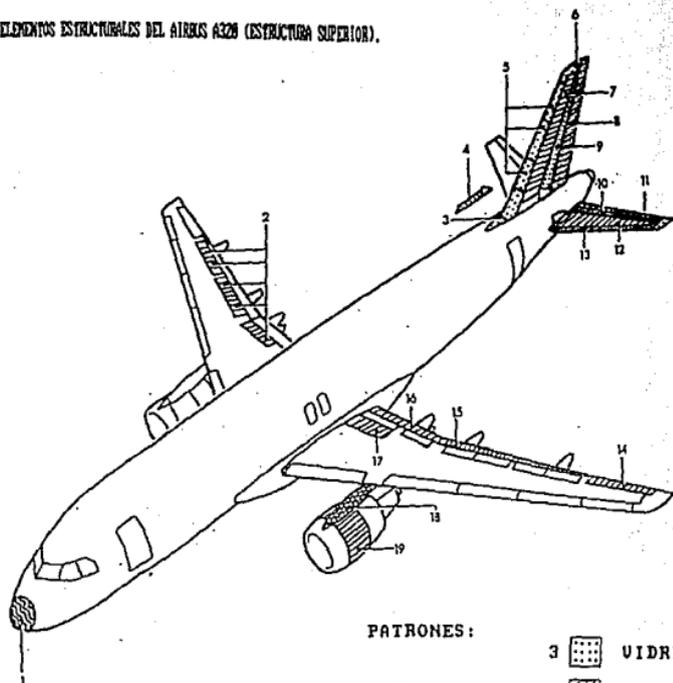


Envergadura nominal. Incluyendo guisa de la punta de ala	: 24.10 m
Largo	: 27.07 m
Altura	: 11.76 m
Pedana	: 7.59 m
Ancho de Fuselaje	: 3.65 m

ESPECIFICACIONES DEL A320

Peso Máximo de Despegue	:	73,500 kg.
Peso Máximo de Aterrizaje	:	64,500 kg.
Peso Máximo sin Combustible	:	60,500 kg.
Capacidad Máxima de Combustible	:	23,859 lt.
Peso de Operación sin Carga (típico)	:	40,300 kg.
Número de asientos de 2 clases regulares	:	150
Máximo número de asientos	:	179
Carga bajo el piso	:	38.76 m ³ .
Tipos de Motores que se pueden utilizar	:	CFMI CFM56-5 IAE V2500

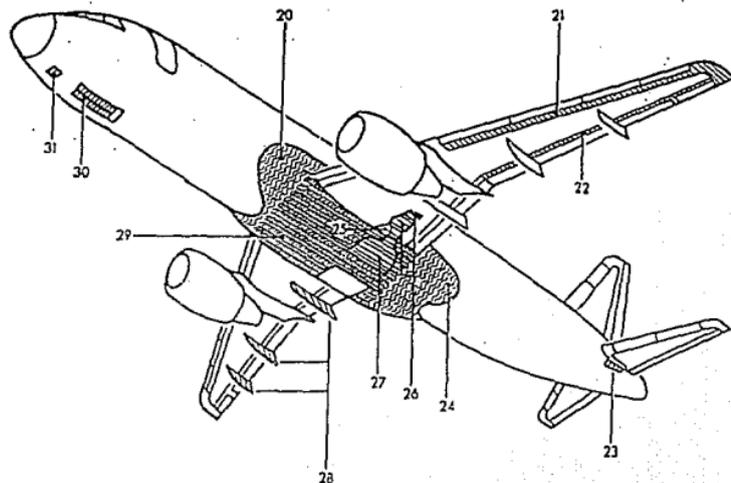
FIGURA 4.13 ELEMENTOS ESTRUCTURALES DEL AIRBUS A320 (ESTRUCTURA SUPERIOR).



PATRONES:

- | | | | |
|---|---|--|-----------------|
| | 3 |  | VIDRIO |
| 1 | |  | ARAMIDA |
| 2 | |  | CARBONO |
| | 4 |  | ARAMIDA/CARBONO |
| | 5 |  | CARBONO/VIDRIO |

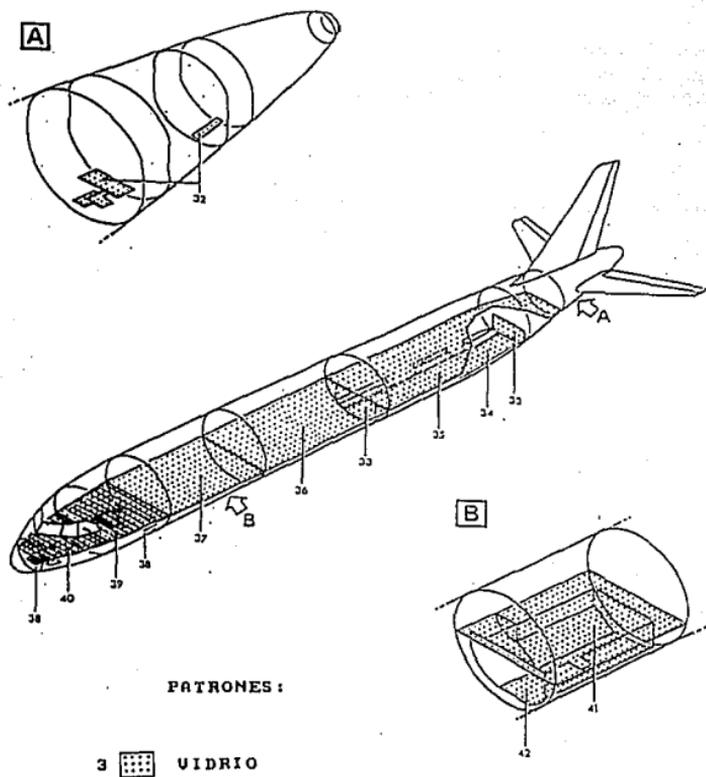
FIGURA 4.14 ELEMENTOS ESTRUCTURALES DEL AIRBUS A320 (ESTRUCTURA INFERIOR).



PATRONES:

- | | | | | | |
|---|---|---------|---|---|------------------------|
| 1 |  | ARAMIDA | 5 |  | CARBONO/VIDRIO |
| 2 |  | CARBONO | 6 |  | ARAMIDA/CARBONO/VIDRIO |

FIGURA 4.15 ELEMENTOS ESTRUCTURALES DEL AIRBUS A320 (ESTRUCTURA INTERIOR).



PATRONES :

3  **VIDRIO**

5  **CARBONO/VIDRIO**

Referencia	Componentes	Material
1	Radomo.	F.ARAMIDA
2	Aerofreno(s).	F.CARBONO
3	Aleta Dorsal.	F.VIDRIO
4	Fuselado de Aleta.	F.VIDRIO
5	Borde Delantero del Estabilizador Vertical.	F.VIDRIO
6	Punta del Estabilizador Vertical.	F.VIDRIO
7	Caja o Registro de la Viga (Estructural).	F.CARBONO
8	Timón de Cola (Dirección).	CARBONO/VIDRIO
9	Borde de Salida del Estabilizador Vertical.	F.VIDRIO
10	Acceso del Borde de Salida del Estabilizador Horizontal y Acceso a los Paneles del mismo.	CARBONO/VIDRIO
11	Elevador.	F.CARBONO
12	Caja-Registro del Estabilizador Horizontal.	F.CARBONO
13	Borde Delantero del Estabilizador Horizontal.	CARBONO/VIDRIO
14	Alerón.	F.CARBONO
15	Sección Exterior de la Aleta.	F.CARBONO
16	Sección Interior de la Aleta.	F.CARBONO
17	Panel sobre el Ala.	F.CARBONO
18	Pilón del Fuselado de Ala.	ARAMIDA/CARBONO
19	Maceta del Motor (Capd).	F.CARBONO
20	Fuselado de Ala Delantero.	F.ARAMIDA
21	Paneles de Acceso bajo el Borde Delantero.	F.CARBONO
22	Paneles de Salida bajo el Borde de Salida.	F.CARBONO
23	Guía de Unión.	F.CARBONO
24	Fuselado de Ala Trasero (de salida).	F.ARAMIDA
25	Panel Fijo bajo el Ala.	F.CARBONO
26	Tabisagrado de la Puerta y Fuselado de la Pierna del Tren de Aterrizaje Principal.	F.CARBONO
27	Puerta del Tren de Aterrizaje Principal.	F.CARBONO
28	Niel del Fuselado del Flap.	F.CARBONO
29	Fuselado del Ala Intermedio.	ARAMIDA/CARBONO/VIDRIO
30	Puerta del Tren de Nariz.	F.CARBONO
31	Puerta del Compartimiento de Accesorios Electrónicos.	CARBONO/VIDRIO
32	Plataforma de Mantenimiento y Panel de Servicio.	F.VIDRIO
33	Parte Posterior del Compartimiento de Carga.	F.VIDRIO
34	Parte Posterior del Piso del Compartimiento de Paneles.	F.VIDRIO
35,36 y 37	Fisos de los Paneles de Cabina.	F.VIDRIO

TABLA 4.7 Tabla de identificación de los elementos estructurales del A320 y de los materiales compuestos de que están hechos.

Referencia	Componentes	Material
38	Piso del Compartimiento de los Paneles de los Accesorios Electrónicos.	CARBONO/VIDRIO
39	Pisos de los Paneles de la Cabina.	CARBONO/VIDRIO
40	Pisos de los Paneles de la Cabina de Mando.	CARBONO/VIDRIO
41	Partes Fijas del Compartimiento de Carga.	F.VIDRIO
42	Pisos de los Paneles del Compartimiento de Carga.	F.VIDRIO

TABLA 4.7 Tabla de identificación de los elementos estructurales del A320 y de los materiales compuestos de que están hechos (continuación).

La fibra Aramida (patrón 1) se encuentra distribuida básicamente en partes estructurales del fuselaje, las cuales son: El Radomo (referencia 1) y en los Fuselados de Ala Delantero y Trasero (refs. 20 y 24), el conjunto de estos fuselados junto con el Fuselado Intermedio de Ala (ref. 29) se denomina Carenado de la Panza de Fuselaje. Además de esta distribución, la fibra Aramida se encuentra combinada con otras fibras reforzantes en dos compuestos híbridos básicos, el primero es el de ARAMIDA/CARBONO (patrón 2), el cual está contenido en los Pilonos de Fuselado de Ala (ref. 18) y el segundo es el de ARAMIDA/CARBONO/VIDRIO (patrón 6) contenido en el Fuselado Intermedio de Ala (ref. 29).

Para poder comprender estas aplicaciones particulares, es importante mencionar que atendiendo a las características mecánicas específicas y a los precios de las fibras la utilización de materiales compuestos en partes aeronáuticas estructurales se establece generalmente en base a:

- 1).- *FIBRA DE VIDRIO*: Cuando el costo resulta ser el criterio dominante.
- 2).- *FIBRA ARAMIDA*: Para la resistencia específica a la tracción y al choque (blindajes ligeros).
- 3).- *FIBRA DE CARBONO*: Para aplicaciones a partes críticas, siendo éstas aquellas en las que si se sufre un daño, éste repercute en la estabilidad y seguridad del avión.

Estos elementos básicos son tomados en cuenta cuando se establecen las aplicaciones particulares, es por esto que en algunas partes específicas del avión un material aparece como el mejor candidato, ya que sus características particulares son dominantes con respecto a los demás materiales para su aplicación.

en esa parte en particular. En otros casos un balance es requerido, de ahí la aparición de los materiales compuestos híbridos.

Así pues, se tiene entonces que en el Radomo (ref. 1) la fibra Aramida (patrón 1) resulta ser la más indicada, ya que ésta proporciona las características requeridas para esa parte estructural, las cuales son la resistencia al impacto y sus propiedades dieléctricas y antimagnéticas. Para la primera característica, como el Radomo se encuentra ubicado en la parte delantera de la cabina de tripulación, una de las funciones es la de abrir el paso inicial de la aeronave por el aire, por tal motivo está propenso a sufrir impactos severos, causados por violentas granizadas o parvadas de aves que, aunque no muy frecuentes, no dejan de ser factibles de ocurrir, sobre todo en las etapas de bajas alturas (despegue y aterrizaje), siendo verdaderos proyectiles de alto impacto, dado las velocidades aplicadas (de 400 a 600 km/h), el Radomo funciona aquí como un escudo inicial. Las propiedades dieléctricas y antimagnéticas de la fibra Aramida, resultan ser muy útiles en esta pieza, dado que en el interior del Radomo se encuentran contenidas las antenas de radar meteorológico y radar de seguimiento, por lo cual se requiere un material que no produzca interferencias magnéticas ni aloje corrientes parásitas.

Con respecto a los Pilonos de Fuselado de Ala (ref. 18) se conjuntan las mejores propiedades mecánicas de la fibra Aramida y la buena rigidez de la fibra de Carbono, contenidas en el compuesto híbrido ARAMIDA/CARBONO (patrón 2), las altas resistencias específicas a la tracción de ambas fibras son las que destacan, ya que en estos elementos es donde precisamente están contenidos los puntos de aplicación de las fuerzas que hacen que el avión supere la resistencia al avance, realice el frenado principal en el descenso y sujete los motores en tierra. Cabe mencionar que estos elementos no son en su totalidad de este compuesto híbrido, también intervienen pequeños componentes de

Titanio, que en conjunto con los elementos hechos del material compuesto híbrido brindan un mayor reforzamiento a esta estructura para su óptimo y seguro funcionamiento.

El conjunto de Fuselados de Ala Delantero, Intermedio y Trasero (refs. 20, 24 y 29), llamado también Carenado de la Panza del Fuselaje, sirve como el soporte principal del peso de la estructura completa del avión (Fuselaje, Ala y Estabilizadores), aquí se encuentran soportadas la carga del propio avión más la carga útil, guarda el tren de aterrizaje principal cuando el avión despega, contiene el tanque central del combustible y además sirve como base de la fuerte unión de ensamble del Fuselaje con el Ala. Todo este conjunto está propenso a impactos terrestres, ya sea por manejo en tierra o por aterrizajes de emergencia, debido a su ubicación baja en la estructura compuesta del avión.

Dadas estas condiciones, la aplicación de la fibra Aramida en los Fuselados de Ala Delantero y Trasero, así como en las uniones superiores con el Ala, resulta ser la mejor por su alta capacidad de absorción de energía, lo que proporciona buenas condiciones de amortiguamiento en el aterrizaje, por su elevada resistencia mecánica a los principales esfuerzos, simples y combinados, presentes en estas partes y debidos a las cargas externas de aire, por maniobra y terrestres.

Con respecto al Fuselado Intermedio de Ala, ubicado en la parte central del Carenado de la Panza (ref. 29), este componente estructural está hecho de un material compuesto híbrido de fibras ARAMIDA/CARBONO/VIDRIO (patrón 6), el cual combina las características deseadas en esta parte; por un lado, se tiene que las características de absorción de energía para condiciones de amortiguamiento y la resistencia específica a la tracción que confieren a la estructura la capacidad para soportar la carga útil cuando el avión se encuentra en vuelo, son dadas por la fibra Aramida. La elevada rigidez específica y la gran direccionalidad

de las propiedades de la fibra de Carbono, proporcionan excelentes comportamientos mecánicos a la estructura, sobre todo en su resistencia a la compresión (superior a la de la Aramida) que la hace ideal para soportar gran parte del peso del avión en tierra. La fibra de Vidrio se aplica aquí para disminuir el costo de la estructura, dada la gran superficie de esta, sin sacrificar por ésto las especificaciones mecánicas proyectadas.

La fibra de Carbono (patrón 5) como se dijo anteriormente, es utilizada en partes críticas, las cuales son aquellas que si sufrieran un daño éste repercutiría seriamente en la estabilidad, control y seguridad del avión, estas partes críticas son los Sustentadores, Estabilizadores y los Direccionadores, los cuales proporcionan físicamente la estabilidad, control y dirección tridimensional del avión. Estas partes críticas están compuestas por los Alerones (ref. 14), secciones exteriores e interiores de la Aleta, también conocidas como Flaps Exteriores e Interiores (refs. 15 y 16), el Estabilizador Vertical (refs. 5, 6 y 7), el Timón de Cola (ref. 8), el Estabilizador Horizontal (refs. 10, 12 y 13) y el Timón de Profundidad o Elevador (ref. 11). Todos estos componentes estructurales están sujetos a cargas externas de gran magnitud, causadas por aire y por maniobra, las cuales son aplicadas indistintamente y combinadas durante el vuelo, la fibra de Carbono resulta ser aquí la más adecuada dado principalmente a su excelente módulo de elasticidad (superior a la de la Aramida), el cual confiere al material una excelente rigidez que es muy útil en estas estructuras debido a que en éstas se aplican cargas de gran magnitud, de las que ya se ha hecho referencia, impidiendo con ésto cualquier deformación crítica probable dentro de las especificaciones de diseño.

Dentro de estas estructuras se encuentra un material compuesto híbrido hecho de las fibras VIDRIO/CARBONO (patrón 4), específicamente en el Timón de Cola (ref. 8), Borde Delantero del Estabilizador Horizontal (ref. 13) y en Acceso del Borde de Salida del Estabilizador Horizontal (ref. 10). Aquí la fibra de Vidrio

amplora el costo de las estructuras sin sacrificar las respuestas mecánicas proyectadas para las cargas externas en esas áreas. En la parte inferior del avión puede encontrarse la fibra de Carbono en las Puertas del Tren de Aterrizaje Principal (ref. 27), en la Puerta de Tren de Nariz (ref. 30), en los Rieles del Fuselado del Flap (ref. 28) y alrededor de los Bordos de Ala (refs. 21 y 22). Nuevamente, estos elementos requieren de la excelente rigidez que proporciona la fibra de Carbono, debido a que son, respectivamente, partes móviles sujetas a fuerzas intempestivas, guías de flujo de aire y elementos reforzantes de estructuras mayores.

Por último, con respecto a la fibra de Carbono, ésta se puede ver aplicada en las Carcazas de los motores (ref. 19), las cuales son consideradas como unas de las partes frías de los motores. Se eligió esta fibra en virtud de que es la que mejor soporta la temperatura generada por el motor en esa parte, pero principalmente su elección fue debida a su buena resistencia a la tracción y a su excelente rigidez que combinadas ayudan a esta estructura a soportar la fuerza de inversión de flujo de salida del motor, la cual actúa cuando el avión frena en el aterrizaje, siendo sin duda una parte crítica.

Finalmente, se tiene la fibra de Vidrio (patrón 3) que, como se dijo anteriormente, es utilizada cuando el costo resulta ser un criterio importante y además se cumple con las especificaciones mecánicas de diseño. Este material compuesto se encuentra aplicado en su mayoría en la estructura secundaria (dentro del avión), encontrándose específicamente en los Pisos de Cabina y partes posteriores de los Compartimientos de Carga y de Paneles (refs. 33 a 37), y combinada con fibra de Carbono (patrón 4) se encuentra en los Pisos de la Cabina de Tripulación (refs. 38 a 40). La utilización de este híbrido aquí es necesaria para soportar el peso de los equipos de los accesorios electrónicos. En el exterior del avión (estructura primaria) la fibra de Vidrio

(patrón 3) se encuentra aplicada en la Puerta de Compartimiento de Accesorios Electrónicos (ref. 31), en el Fuselado de Ala (ref. 4), en el Borde delantero del Estabilizador Vertical (ref. 5), en la Punta del Estabilizador Vertical (ref. 6) y el Borde de salida del Estabilizador Vertical (ref. 9). En estos componentes, nuevamente, se ha considerado el costo sin el sacrificio de las propiedades mecánicas exigidas.

BENEFICIOS OBTENIDOS DE LA APLICACION DE MATERIALES COMPUESTOS EN EL A320

Como se ha visto, las aplicaciones particulares de estos materiales compuestos en la estructura del avión A320 han obedecido a un proceso de investigación, experimentación y desarrollo que ha permitido su adecuada selección para los diferentes componentes estructurales, de tal forma que se han aprovechado las mejores ventajas de cada uno de estos materiales con respecto a los demás, según sea la aplicación en el componente del cual se trate. Dentro de estas ventajas, sin duda alguna, las que más han sobresalido han sido las propiedades mecánicas, tales como las altas resistencias específicas a los principales esfuerzos, la rigidez, la tenacidad y sobre todo la baja densidad, la cual está implícita en las propiedades específicas. Además de estas propiedades, que en mayor o menor grado tienen cada uno de estos materiales, existen otras propiedades que poseen estos materiales, también en diversos grados, las cuales son: Elevadas resistencias a los agentes atmosféricos (corrosión), químicos y a la abrasión; Buena resistencia a la llama; Posibilidad de fabricar estructuras complejas en una operación única; Mayores resistencias a la fatiga frente a aleaciones metálicas utilizadas para el mismo fin; Baja transmisión de vibraciones; Dificultad en la propagación de cualquier tipo de grietas en las estructuras hechos de estos materiales; y Posibilidad de optimizar la orientación de las fibras (anisotropía) para "hacer a la medida" el material de la estructura con el fin de cubrir las exigencias de resistencia y rigidez especificadas.

Todas estas propiedades ventajosas en conjunto con la aplicación de los materiales compuestos en los componentes aeronáuticos estructurales, generan múltiples beneficios para esta industria, dentro de los cuales algunos son más evidentes o directos, otros por el contrario, con una relación menos evidente, son producto del efecto multiplicador de las propiedades y de los beneficios más directos. A continuación se presentan todos estos beneficios derivados de las propiedades ventajosas, directos y generales.

BENEFICIOS DIRECTOS

Como consecuencia de la amplia utilización de los materiales compuestos en componentes estructurales se tiene:

- Desarrollo y avances en nuevos materiales.

Como consecuencia de las excelentes propiedades específicas y las bajas densidades se tiene:

- Del 20 al 25% de ahorro en el peso por componente, en comparación con materiales metálicos.
- Un ahorro en el peso de cada avión de 800 kg, el cual supone el 15% del total del peso.

Como consecuencia de la posibilidad de fabricar estructuras complejas mediante la simplificación del número de elementos que las conforman, se tiene:

- Reducción de partes consideradas (conjuntos más integrados).

Como consecuencia de la reducción de peso muerto, resistencia a la fatiga y resistencia a medios ambientes severos, se tiene:

- Reducción en el costo directo de operación.
- Reducción de mantenimiento físico.
- Menor consumo de combustible.

BENEFICIOS GENERALES

Como consecuencia de la reducción de peso muerto se tiene:

- Mejoras capacidades de operación y prueba; Aumento del radio de acción; Aumento de la carga útil; Aumento de la velocidad; Aumento de la maniobrabilidad; Lo que en conjunto se traduce en un rendimiento superior y capacidad superior para la producción de ingresos o beneficios.
- Reducción importante de consumo de combustible y costos de operación.

Como consecuencia de las excelentes propiedades mecánicas, resistencia a la fatiga, dificultad en la propagación de cualquier grieta en la estructura y resistencia a los medios ambientes severos, se tiene:

- Alta confiabilidad.
- Reducción de mantenimiento físico y los costos involucrados.

Como consecuencia de la flexibilidad en el diseño y la fabricación de estructuras geométricas complejas (tanto primarias

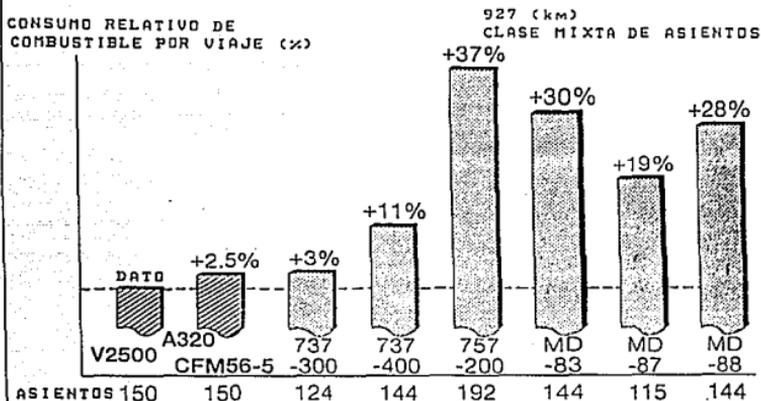
como secundarias) en una operación única, la simplicidad en el número de elementos que conforman a las estructuras en conjuntos mas integrados y la posibilidad de optimizar la orientación de las fibras (anisotropía) para "hacer a la medida" las estructuras aeronáuticas, se tiene:

- Unica adaptabilidad de compra o venta en el mercado (Adaptación según necesidades del mercado).
- Flexibilidad en la disposición o arreglo de la Cabina de Pasajeros.
- Completa compatibilidad con el equipo y servicio terrestre existente en cada aeropuerto.
- Numerosa reducción en partes mecánicas.
- Diseños en línea con los requerimientos mundiales para los 90's y de más allá.
- Diseños enfocados a brindar beneficios máximos al usuario en cada aspecto de las operaciones de la aerolínea.

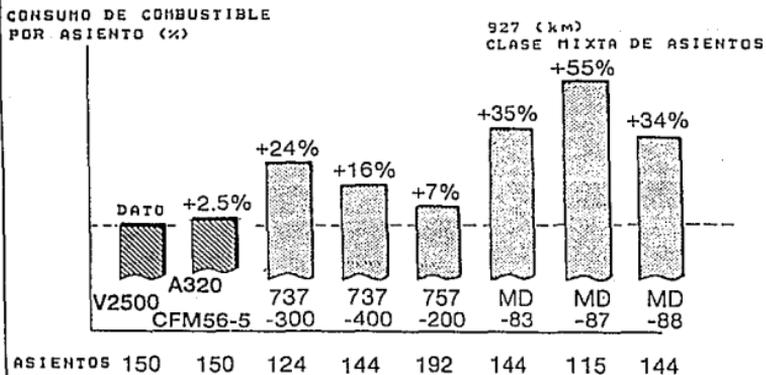
De estos beneficios generados, tanto directos como generales, se desprenden dos importantes conceptos que reflejan plenamente y en forma más real la conveniencia de utilizar esta nueva tecnología, ya que pueden servir como índices de comparación para con otras aeronaves de capacidades similares. Estos conceptos son los beneficios económicos desprendidos del análisis anterior, los cuales son: El Bajo Consumo de Combustible y la Reducción de los Costos Directos de Operación. Bajo estos criterios económicos se puede determinar, como ya se dijo, más directamente las ventajas que resultan de la incorporación de esta nueva tecnología, debido

a su utilidad comparativa mediante el denominador común que resulta ser el dinero. Bajo este razonamiento, la empresa Airbus Industrie utiliza estos criterios para la promoción de sus productos, comparándolos con otros de diferente procedencia (fabricante) y de similares características. A continuación se presentará una serie de gráficas proporcionadas por Airbus Industrie las cuales reflejan la conveniencia de la utilización de nuevas tecnologías, tales como la de los materiales compuestos (figs. 4.16, 4.17, 4.18 y 4.19).

A320 COMPARACION EN CONSUMO DE COMBUSTIBLE (FIGURA 4.16)

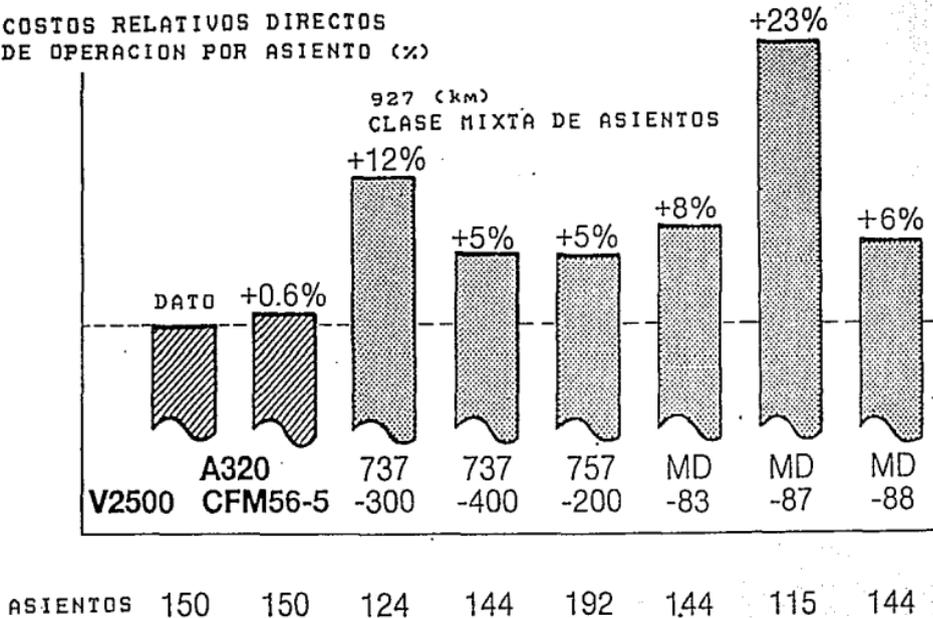


(FIGURA 4.17)



A320 COSTOS RELATIVOS DE OPERACION POR ASIENTO

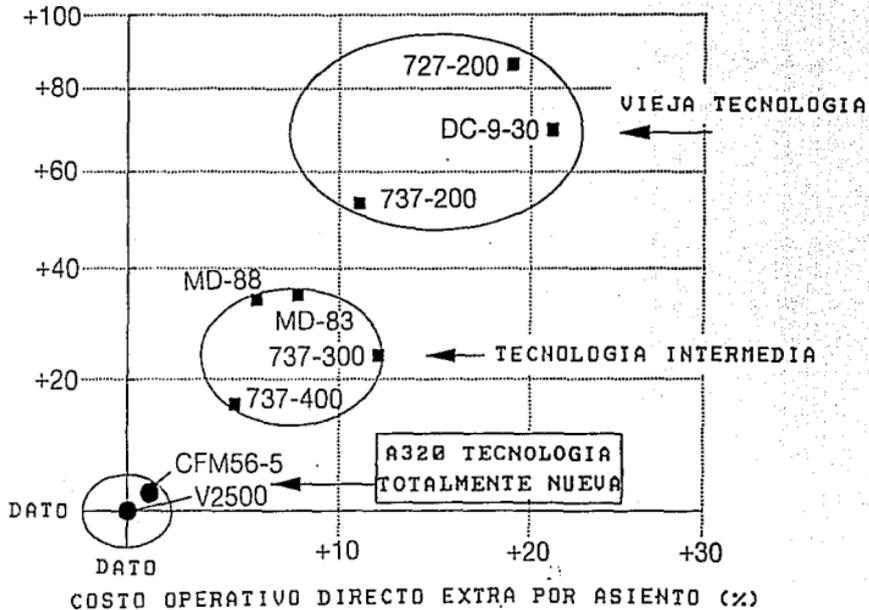
COSTOS RELATIVOS DIRECTOS
DE OPERACION POR ASIENTO (%)



(FIGURA 4.18)

A320 LO ULTIMO EN REDUCCION DE COSTOS (FIGURA 4.19)

COMBUSTIBLE EXTRA POR ASIENTO (%)



En estas gráficas como puede observarse, se realiza una comparación sistemática de diferentes aeronaves con características similares a las del A320. En todas las gráficas se toma como base el resultado obtenido por el A320 con su motor más económico (el V2500), este resultado es denotado como un dato base, el cual es omitido ya que representa la confidencialidad de la serie de resultados obtenidos por la empresa Airbus sobre los análisis realizados a su propia aeronave A320, de aquí el carácter de "relativo" que se les dá a los índices de comparación. De cualquier forma, estas gráficas representan actualmente la forma más evidente de detectar los beneficios generados por la aplicación de nuevas tecnologías y la consecuencia de seguir desarrollándolas.

Para la primera gráfica (fig. 4.16) se tiene que el índice de comparación es el *consumo relativo de combustible por viaje*, lo que significa que para una misma distancia (de 927 km) se tienen los resultados del consumo de combustible de las diferentes aeronaves. Estos resultados están dados en porcentaje tomando como base la actuación del A320 con su motor más económico. Aquí se puede observar que existen diferencias significativas, inclusive sobre el mismo A320, que con el sólo hecho de cambiar de motor (del V2500 al CFM56-5) se incrementa el índice en 2.5% sobre el resultado base. Las aeronaves que exceden por mucho (más del 25%) al resultado base son los MD's 88 y 83 ambos con 144 asientos y el B-757-200 con 192 asientos; y los que exceden al resultado base en un porcentaje no mayor al 15% son el B-737-300 con 124 asientos y el B-737-400 con 144 asientos, además del propio A320, que con el motor CFM56-5 excede en 2.5% sobre el resultado base, teniendo la misma capacidad de asientos. Finalmente, en esta gráfica se tiene el MD 87 el cual se encuentra con un valor intermedio con respecto a los porcentajes de los grupos antes mencionados con un 19% sobre el resultado base, esta aeronave cuenta con el menor número de asientos (115) lo que resulta una deficiencia de 35 asientos con respecto al A320 que puede resultar importante en la asignación de costos por asiento.

En la segunda gráfica (fig. 4.17), el índice de comparación es el *consumo relativo de combustible por asiento* sobre el dato base del A320 con el motor V2500, este índice representa el consumo de combustible por viaje (para 927 km) de cada aeronave, dividido entre sus respectivos números de asientos. Aquí se presentan también resultados interesantes, como el de la aeronave B-757-200 que pasa a ser la siguiente más económica después de las versiones del A320, con un 7% por encima de éstas; siendo que en la gráfica anterior (fig 4.16) resultaba ser la peor opción. También se tiene que el B-737-300 con 124 asientos se encuentra en un 24% por encima del dato base del A320, considerando este nuevo índice esta aeronave ya no representa la siguiente mejor opción después de los A320's, como lo era en la primera gráfica. Aquí se deduce que el número de asientos puede significar la diferencia de elección. Finalmente, en esta gráfica se puede ver que nuevamente la mejor opción son las dos versiones del A320, sin cambios significativos del índice de comparación anterior con respecto a este nuevo índice, y se puede ver también que las aeronaves restantes incrementan sus porcentajes, particularmente el MD 87 que parece ser la opción menos interesante.

La tercer gráfica (fig. 4.18) hace una comparación de estas mismas aeronaves pero ahora con respecto al índice de *costos relativos de operación por asiento*. La empresa Airbus supone que en los costos de operación se involucran factores tales como: el Combustible, el Mantenimiento de la aeronave, la Tripulación de vuelo, las Cuotas de aterrizaje, la Inversión de la aeronave en sí, su Aseguramiento, su Depreciación, los Intereses y el Aprovechamiento. Nuevamente, el cálculo de estos factores es de carácter confidencial por parte de la empresa y designa como un dato base al resultado obtenido por el A320 con su motor más económico, lo interesante aquí es que el 0.6% que aparece en el A320 con motor CFM56-5 es precisamente generado por el motor mismo, ya que los aviones A320 son iguales en todo lo demás. Con respecto a las otras aeronaves, cinco de seis de ellas no

sobrepasan del 15%, lo interesante es que el B-757-200 se mantiene en buen lugar e inclusive mejor que las otras aeronaves comparadas, como lo son las B-737-400, B-737-300 y las MD's 83 y 88 respectivamente, esto se debe sin duda a su mayor capacidad (192 asientos) lo cual resulta ser una ventaja cuando los índices se obtienen considerando el número de asientos. Nuevamente aparece el MD 87 con el excedente porcentual más alto (23%) lo que lo hace ser la opción menos adecuada. De cualquier forma, la mejor opción resultan ser nuevamente las versiones del A320, particularmente la que tiene el motor más económico (V2500).

Por último, la cuarta gráfica (fig. 4.19) muestra una interpretación compuesta de los dos últimos índices de comparación vistos, en la cual podemos apreciar la ubicación que tienen unas de las aeronaves analizadas anteriormente con respecto a estos índices en forma simultánea. Dentro del grupo de aeronaves visto, además del A320 en sus dos versiones, se encuentran los B-737-300 y 400 y las MD's 83 y 88. Estas cuatro aeronaves son consideradas como de tecnología intermedia, apareciendo a finales de los 60's y principios de los 80's, teniendo rangos máximos de *combustible extra por asiento* y *costos directos de operación extra por asiento* de 34 y 12% respectivamente, por encima del dato base del A320 con motor V2500. Otro grupo de aeronaves, el cual se encuentra muy lejos de los A320 con respecto a los índices de comparación es el de las aeronaves B-727-200, DC-9-30 y B-737-200, consideradas como un grupo de vieja tecnología aparecido en el mercado a mediados de los 60's, este otro grupo tiene rangos máximos aproximados de *combustible extra por asiento* y *costos directos de operación extra por asiento* de 85 y 21.5% respectivamente, sobre el dato base del A320 con motor V2500. En esta gráfica no aparecen las aeronaves B-757-200 y MD 87 vistas en las gráficas anteriores, debido a que no se pueden ubicar en los grupos tecnológicos. Por un lado se tiene que el B-757-200 aparece a principios de los 80's y a pesar de que no tiene mucha diferencia de edad con respecto al A320 (el cual aparece a finales de los 80's), no es considerado en el grupo de tecnología totalmente nueva, dado que aunque su índice de

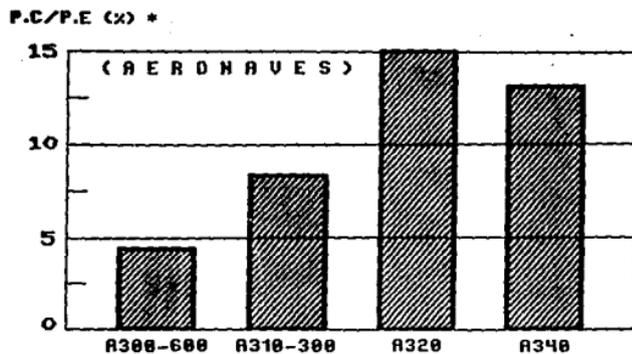
combustible extra por asiento entra dentro del grupo de los de tecnología totalmente nueva (con un 7%), su índice de *costo directo de operación extra por asiento* entra dentro del grupo de tecnología intermedia (con un 5%). El mismo caso se puede observar en el MD 87, que aunque es una aeronave relativamente nueva (a mediados de los 80's), sus índices de *combustible extra por asiento* y *costos directos de operación extra por asiento* entran dentro del grupo de aeronaves de vieja tecnología con 55 y 23% respectivamente; lo cual indica que la clasificación tecnológica relativa a la empresa Airbus está en función de sus índices económicos y no en función de la aparición de las aeronaves en el mercado. De cualquier forma, nuevamente se puede apreciar la ventaja evidente del A320 en sus dos versiones sobre las demás aeronaves de capacidades similares, gracias a la aplicación de avanzadas y nuevas tecnologías, que dentro de las cuales, la utilización de materiales compuestos es una de las más relevantes.

En el análisis hecho a las gráficas anteriores se observa que realmente, la utilización de materiales compuestos en el A320 se traduce efectivamente en un rendimiento y capacidad superiores con respecto a otras aeronaves de características similares, que aunque también utilizan materiales compuestos en algunas partes estructurales, no los utilizan en las mismas proporciones que el A320 (15% del peso total). Además estas gráficas demuestran que los beneficios que se obtienen de la utilización de materiales compuestos en los componentes estructurales del A320 tienen un gran impacto en la eficiencia comercial y económica de la aeronave, ya que los factores económicos utilizados para la comparación con las otras aeronaves (Los cuales son el consumo de combustible y los costos de operación) son precisamente algunos de los criterios más importantes que las aerolíneas comerciales a nivel mundial utilizan para la selección en la compra de sus equipos. Por todo esto resulta de gran importancia seguir desarrollando esta tecnología para que pueda ser utilizada en

mayores proporciones y así seguir obteniendo nuevos beneficios e incrementar los ya existentes hasta llegar al límite, si es que existe.

EL FUTURO

Teniendo los materiales compuestos propiedades tan extraordinarias. Por qué no se utilizan en mayor proporción en la fabricación de nuevos aviones comerciales?. La figura 4.20 muestra la evolución del empleo de materiales compuestos en aviones de la Airbus Industrie en la que queda patente su uso creciente, con un ligero retroceso en el A340, debido a dificultades tecnológicas para obtener de forma económica elementos estructurales de las dimensiones de las de esta aeronave, diseñada para transportar 250 pasajeros en vuelos intercontinentales. Por lo tanto, el incremento en la utilización de materiales compuestos en esta industria dependerá del comportamiento en servicio de estas aeronaves de gran capacidad, y de la puesta en marcha de nuevas técnicas que permitan la fabricación económica de grandes estructuras primarias.



DONDE: * P.C./P.E (%) = Peso de los Compuestos/Peso de la Estructura (dado en porcentaje).

Figura 4.20 Evolución del grado de utilización de los Materiales Compuestos en aviones Airbus.

En cualquier caso, los materiales compuestos han supuesto el mayor avance desde la introducción de las aleaciones de aluminio en los años 30's en el campo de los materiales para estructuras de avión. De ahí su merecida fama.

V

CAPITULO V.- ANALISIS DE FALLAS

INTRODUCCION

Este capítulo abarcará las técnicas para el análisis de fallas en los componentes y traducirá el análisis de fallas en un incremento de conocimientos de diseño para la correcta selección de materiales, con lo que se complementará de esta manera, los criterios generales sobre la selección vistos en el capítulo III. Este capítulo termina con una descripción de técnicas de evaluación no destructivas para detectar grietas y fallas en algunos componentes aeronáuticos fabricados con materiales compuestos.

V.1.- CAUSAS DE FALLAS

Las fallas pueden ser causadas por errores de diseño o deficiencias en una o más de las siguientes categorías:

1.- Deficiencias de diseño.

- La falla que considera adecuadamente el efecto de muescas.
- Conocimiento inadecuado de las cargas de servicio y del medio ambiente.
- Dificultad en el análisis de esfuerzos y de cargas en piezas complejas.

2.- Deficiencia en la selección del material.

- Pobre relación entre las condiciones de servicio y el criterio de selección.
- Información inadecuada del material.
- Demasiado énfasis dado al costo y no el suficiente a la calidad.

3.- Imperfección en el material debido a la manufactura.

- 4.- Sobrecarga y otros abusos en servicio.
- 5.- Mantenimiento y reparación inadecuados.
- 6.- Factores ambientales.
 - Condiciones que van más allá de las permitidas en el diseño.
 - Deterioro de las propiedades debido al tiempo de exposición al medio ambiente.

Por otro lado, existe un natural entendimiento del porqué las organizaciones son renuentes a publicar información acerca de sus fallas; pero hasta que tal información sea disponible en forma regular, cada generación continuará haciendo los mismos errores que la generación anterior. Existe la necesidad vital para la creación de un programa de inter-industria para reunir información acerca de fallas y construir una base de datos nacional de experiencias en fallas y soluciones.

V.2.- TIPOS DE FALLAS

Los componentes de ingeniería fallan en servicio de las siguientes formas generales:

- 1.- Excesiva deformación elástica.
- 2.- Excesiva deformación plástica.
- 3.- Fractura.
- 4.- Pérdida de la geometría requerida de la pieza a través de la corrosión y desgaste.

Los tipos de fallas más comunes están listados en la tabla 5.1 Para cada tipo de falla se dan sus tipos de carga, tipo de esfuerzo y condiciones de operación generalmente asociada con su tipo de falla. También, es listada la propiedad del material que usualmente es utilizada en la selección de un material para resistir el tipo de falla. Esta tabla debe ser combinada con la

figura 3.2 para una ilustración más completa del tipo de falla contra la propiedad del material.

V.3.- TECNICAS DE ANALISIS DE FALLAS

Cuando el problema de determinar la causa de una falla y proponer una acción correctiva debe realizarse, existe un procedimiento para llevar a cabo el análisis de fallas. Frecuentemente un análisis de fallas requiere de los esfuerzos de un equipo de personas, incluyendo expertos en el comportamiento de materiales, análisis de esfuerzos, vibraciones, estructuras sofisticadas y técnicas de análisis.

INSPECCION DE LA FALLA EN SU LUGAR DE ORIGEN

El primer paso es el inspeccionar la falla en el sitio del accidente *lo más pronto posible* después de que el accidente ocurre. Esta visita al sitio debe ser documentada con fotografías; para que el material que falló sea removido rápidamente y empiecen las reparaciones. Es mejor tomar fotografías en color. Se debe empezar tomando fotografías a una distancia y después avanzar hacia el sitio de la falla. Se deben tomar fotografías de diferentes ángulos. Deben realizarse cuidadosamente descripciones a grandes rasgos y notas detalladas para que de ésta manera se oriente a los fotografos y se permita una completa reconstrucción de la escena meses o años después cuando se esté en un análisis de diseño o en una sala de tribunal.

Los siguientes datos críticos deben ser obtenidos durante la inspección de la falla en el lugar de origen.

MODOS DE FALLA	TIPOS DE CARGA			TIPOS DE ESFUERZO			TEMPERATURA DE OPERACION			CRITERIOS GENERALMENTE UTILES PARA LA SELECCION DE MATERIALES
	ESTA-TICA.	REPE-TIDA.	IMPAC-TO.	TRAC-CION.	COMPRESION.	CORTAN-TE.	BAJA.	AMBIEN-TE.	ALTA.	
FRACTURA FRAGIL	X	X	X	X	X	X	...	Temperatura de transición en la muesca-U para el ensayo Charpy; dureza en la muesca; mediciones de dureza.
FRACTURA DUCTIL *	X	X	...	X	...	X	X	Resistencia a la tracción; Resistencia cortante de cedencia.
FATIGA DE CICLOS ALTOS **	...	X	...	X	...	X	X	X	X	Resistencia a la fatiga para una vida esperada, con la presencia de los típicos aumentos en los esfuerzos.
FATIGA DE CICLOS BAJOS	...	X	...	X	...	X	X	X	X	Ductilidad estática y pico cíclico de la deformación plástica esperada en los aumentos en los esfuerzos durante su vida útil prescrita.
FATIGA POR CORROSION	...	X	...	X	...	X	...	X	X	Resistencia a la fatiga por corrosión para el material y contaminante y para tiempo similar. ***
PANDEO	X	...	X	...	X	...	X	X	X	Módulo de elasticidad y esfuerzo de cedencia a la compresión.
CEDENCIA *	X	X	X	X	X	X	X	Resistencia a la cedencia.
FLUENCIA LENTA	X	X	X	X	X	Porcentaje de punto de fluencia lenta o fuerza sostenida al esfuerzo de ruptura para la temperatura y vida estimadas. ***
AGRIETAMIENTO POR CORROSION BAJO TENSION	X	X	...	X	...	X	X	Esfuerzo residual o impuesto y resistencia a la corrosión debida al medio ambiente. ***

* Aplica materiales dúctiles solamente.

** Millones de ciclos.

*** Artículos fuertemente dependientes del tiempo transcurrido.

Tabla 5.1 Relación entre modos de falla comunes y condiciones que producen la falla.

- 1.- Localización relativa de todas las piezas fracturadas unas con otras.
- 2.- Identificación del origen de la falla.
- 3.- Orientación y magnitud de los esfuerzos.
- 4.- Dirección de la propagación de la grieta y la secuencia de la falla.
- 5.- Presencia obvia de defectos en el material, concentraciones de esfuerzos, etc.
- 6.- Presencia de oxidación, mezcla de colores y productos de corrosión.
- 7.- Presencia de daños secundarios no relacionados con la falla principal.

Es importante entrevistar al personal de operación y mantenimiento para obtener su versión de lo que sucedió y así aprender acerca de cualquier operación histórica inusual, tal como una vibración o ruido inusual anterior a la falla. Cuando sea posible, la falla debe ser llevada al laboratorio para un análisis más detallado. Cualquier corte que deba ser requerido, debe ser realizado alejadamente de la superficie de la fractura para que de ésta manera no se altere esa superficie. Cuando sea posible, las muestras deben ser obtenidas de material idéntico o componentes que no fallaron. Muestras de los procesos de fluidos, lubricantes, etc. deben ser obtenidas para fallas relacionadas con la corrosión. Debe asegurarse que todas las piezas sean clasificadas y codificadas su identificación en las notas.

Se debe tener un gran cuidado en la conservación de la superficie de la fractura. Nunca deben tocarse las superficies fracturadas, y no se debe tratar de armarlas de nuevo. Hay que evitar lavar la superficie fracturada con agua a menos que haya sido contaminada con agua de mar o fluidos de extinguidores de incendio. Para prevenir la corrosión en la superficie de la fractura, se debe secar la superficie con un compresor de aire a

chorro y libre de agua y colocar la pieza en una evaporadora o empacarla con un desecante adecuado.

Cuando la superficie de la falla no puede ser removida del lugar de origen para su investigación en el laboratorio, es necesario llevar el laboratorio hacia el lugar de origen.

ANTECEDENTE HISTORICO E INFORMACION

Un caso histórico completo sobre el componente que falló debe ser desarrollado lo más pronto posible. Idealmente, mucha de esta información debe ser obtenida antes de hacer la visita en el sitio, ya que con ello resultarán observaciones más acertadas y preguntas más concretas. La siguiente es una lista de datos que deben ser reunidos.

- 1.- Nombre de la pieza, números de identificación, propietario, usuario, y fabricante.
- 2.- Función de la pieza.
- 3.- Datos sobre la historia de servicio, incluyendo inspección de bitácoras y registros de operación.
- 4.- Discusión con personal de operación y con testigos acerca de cualquier condición o evento inusual antes de la falla.
- 5.- Documentación sobre materiales utilizados en la fabricación de la pieza.
- 6.- Información sobre los métodos de manufactura y fabricación utilizados, incluyendo códigos y normas cualesquiera.
- 7.- Documentación sobre las normas y técnicas de inspección que fueron aplicadas.
- 8.- Fecha y tiempo de la falla; condiciones ambientales y de temperatura.
- 9.- Documentación sobre las normas de diseño y cálculos realizados en el diseño.
- 10.- Una colección de dibujos de fábrica, incluyendo las modificaciones hechas al diseño durante su manufactura o instalación.

INSPECCION MACROSCOPICA

Se deberá realizar una inspección macroscópica en ampliaciones que varíen de 1x hasta cerca de 100x. Ciertamente este tipo de inspección debe ocurrir en el sitio de la falla, pero es mejor repetirlo en el laboratorio en donde la iluminación y otras condiciones son más favorables. El propósito de la inspección macroscópica es el observar la magnitud de las características de la fractura, la presencia o ausencia de grietas, la presencia de cualquier tipo de defectos y la presencia de productos de corrosión y de oxidación. Muchas de las inspecciones son realizadas en el rango de 1x a 10x. Un amplificador iluminador de 10x es una buena herramienta para este tipo de estudio. Al trabajar en ese rango de ampliación, se debe tratar de hacer un avalúo inicial del origen de la falla y de este modo reducir la región de la fractura para un estudio más amplio en mayores ampliaciones.

INSPECCION MICROSCOPICA

Se deberá realizar una inspección microscópica a través de ampliaciones mayores a 100x. El término cubre la utilización de instrumentos tales como el microscopio electrónico de barrido (SEM-Scanning Electron Microscope), el microscopio de transmisión electrónico (TEM- Transmission Electron Microscope) y el analizador de microprobetas de rayos X. Todos estos instrumentos usualmente son utilizados en un laboratorio moderno. Cuando son utilizados adecuadamente proveen una información de alto valor para el diagnóstico.

El microscopio electrónico de barrido (SEM) inspecciona la superficie actual de la fractura con un rayo de electrones en una cámara de vacío (típicamente de 25x50x125 mm). Una imagen de electrones retrodispersados es registrada en un tubo de rayos catódicos (CRT- Cathodic Ray Tube). Amplificaciones de 1,000x a

40,000x son disponibles. La imagen tiene gran profundidad de campo y un carácter tridimensional. Esto hace que el SEM sea principalmente útil para la inspección de fracturas. La propagación de la grieta asociada con un modo de fractura particular deja una apariencia característica sobre la superficie de la fractura. Estas *fractografías* son directamente reveladas por el SEM y proveen una identificación del modo de la fractura (figura 5.1). Cuando el SEM es equipado con un dispositivo de rayos X dispersador de energía, pueden ser detectados y analizados cuantitativamente elementos con número atómico mayor a 10. Esta capacidad de microanálisis es muy útil.

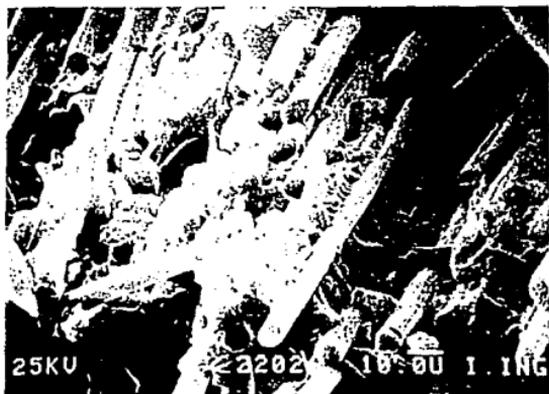


FIGURA 5.1 EJEMPLO DE UNA FRACTOGRAFIA REALIZADA CON UN MICROSCOPIO ELECTRONICO DE BARRIDO.

PRUEBAS ADICIONALES

Usualmente es necesario obtener otros tipos de datos experimentales con el objeto de unir las piezas del rompecabezas que nos guíe a la identificación de la causa de la fractura. La determinación de la composición de la masa del material es parte

del proceso de identificación de éste y verificar que las especificaciones fueron satisfechas. Algunas fallas son causadas simplemente por una confusión de materiales durante la manufactura o el mantenimiento. En el campo de trabajo se dispone de patrones para la identificación rápida de los materiales.

También es importante la medición de propiedades mecánicas de una muestra del material que falló que no fue utilizada. Algunas veces no es fácil adquirir suficiente material que no se utilizó para maquinar muestras para pruebas de tracción o de impacto, y es entonces necesario deducir las propiedades de los resultados de una prueba de dureza.

Es importante probar la parte que falló con varias técnicas de pruebas no destructivas con el objeto de buscar fallas, hendiduras, grietas escondidas, etc.. Algunas veces una sección del material es profundamente atacada con ácido para revelar defectos tales como la segregación, concentración de hidrógeno, zonas descarburizadas o sitios suaves.

ANALISIS DE LOS DATOS

El análisis de los datos es el paso crítico de conjunción de los hechos y de las piezas dentro de una descripción coherente de la causa de la falla. Todos los datos deben ser verificados y marcados en contraste con la hipótesis y cualesquier contradicción deberán desecharse, ya sea confirmada o descartada como falsa. Un analista de fallas experimentado no sólo considera la información disponible, sino que también toma nota de la falta de características que de acuerdo a su experiencia debieran de estar presentes. Es muy común que una falla sea causada por más de un factor. Por ésto, el desarrollo de una hipótesis vacilante no es usualmente un procedimiento honrado.

A menudo, cuando es obvio que faltan datos críticos, es necesario reexaminar el sitio de la falla y/o empezar de nuevo el análisis de falla. En esta etapa puede ser muy útil reunir a un grupo de expertos de diferentes disciplinas, para que de esta manera se tengan los más variados puntos de vista para así poder sustentar el análisis, tanto como sea posible.

Algunas veces hacer una prueba en la que falle un modelo o inclusive de un duplicado de tamaño real y completo de la unidad que falló puede ser muy ilustrativo. Pueden ser útiles los modelos computarizados de la distribución del esfuerzo o la temperatura, la velocidad de propagación de la grieta por fatiga, etc., en problemas complejos de fractura.

REPORTE DE FALLA

El reporte del análisis de falla es uno de los reportes técnicos más difíciles, porque una falla es a menudo una cuestión de gran sensibilidad que puede estar sujeta a implicaciones legales. El mejor procedimiento es apegarse a los hechos, absteniéndose de conjeturas y conservar la terminología técnica al mínimo.

V.4.- EVALUACION NO DESTRUCTIVA

La evaluación no destructiva es un método de análisis de ingeniería en el cual la detección de fallas y defectos del material es combinado con una predicción de la vida restante del componente con debida consideración de la falla. La detección de fallas mediante el uso de una variedad de ensayos físicos son conocidas como pruebas no destructivas (NDT-nondestructive testing) e inspección no destructiva (NDI-nondestructive inspection). Los seis principales métodos utilizados en NDI son listados y descritos brevemente en la tabla 5.2. En años recientes se ha realizado un gran progreso en los métodos NDI mediante la aplicación de la microelectrónica, los métodos de

procesamiento de señales, el procesamiento computarizado de los datos y la automatización de los métodos NDI. Aún con este progreso, la incapacidad de los métodos NDI de proporcionar información *cuantitativa* de fallas es la desventaja principal de la amplia aplicación de la evaluación no destructiva. Los investigadores continúan trabajando en el perfeccionamiento de las técnicas NDI.

TECNICAS GENERALES DE INSPECCION NO DESTRUCTIVAS

La *radiografía* está basada en la absorción diferencial de radiación penetrante, usualmente rayos X o rayos gama. La radiación no absorbida que pasa a través de la pieza produce una imagen que es debida a las variaciones en el espesor o la densidad y es registrada en una película fotográfica, una pantalla fluorescente o un intensificador electrónico de imagen. En general, la radiografía puede detectar solamente características que tienen un espesor apreciable en una dirección paralela al haz de radiación. De este modo, la habilidad de la radiografía para detectar discontinuidades planas, como las grietas, depende de una adecuada orientación del operador para obtener una vista óptima y detectar defectos que no pudiesen ser mostrados en una simple radiografía. La gran ventaja de la radiografía es que es capaz de detectar fallas internas que están localizadas por debajo de la superficie de la pieza. Las características que muestran un 2% o una mayor diferencia en la absorción comparada con el material circunvecino pueden ser detectadas. La inspección radiográfica es utilizada extensivamente en fundiciones y piezas soldadas.

METODO	CARACTERISTICAS DETECTADAS	VENTAJAS	LIMITACIONES	EJEMPLOS DE USO
RADIOGRAFIA	Cambios de densidad por huecos, inclusiones, variaciones en el material; colocación de partes internas.	Puede ser utilizada para inspeccionar un amplio rango de materiales y espesores; es versátil; la película provee un registro de inspección.	La seguridad contra la radiación requiere de precauciones; costoso; la detección de grietas puede dificultarse.	Se utiliza para inspeccionar penetraciones de soldadura, inclusiones y huecos en tuberías de calderas.
ULTRASONICOS	Cambios en la impedancia acústica causada por grietas, desuniones, inclusiones o interfaces.	Puede penetrar materiales gruesos; excelente para detección de grietas; puede ser automatizado.	Normalmente requiere de ser acoplado a cualquier material ya sea por contacto superficial o por inmersión en un fluido tal como el agua.	Se utiliza para inspeccionar la integridad de la unión en los ensambles realizados con adhesivos.
OPTICO-VISUAL	Características superficiales tales como acabados, rasguños, grietas o color; manchas en materiales transparentes.	Frecuentemente conveniente; puede ser automatizado.	Puede ser aplicado sólo a superficies, a través de aberturas en la superficie o en materiales transparentes.	Se utiliza para inspeccionar papel, madera y el acabado superficial y uniformidad de los metales.
CORRIENTES DE EDDY	Cambios en la conductividad eléctrica causada por las variaciones del material, grietas, huecos o inclusiones.	Se automatiza fácilmente; de costo moderado.	Limitado a materiales eléctricamente conductores; tiene una limitada profundidad de penetración.	Se utiliza para inspeccionar paredes delgadas y grietas en tubos de cambiadores de calor.
LIQUIDOS PENETRANTES	Superficies abiertas debido a grietas, porosidad, rebabas, costuras, juntas o dobleces.	Barato; fácil de utilizar; portátil; sensible a pequeños defectos superficiales.	El defecto debe de estar abierto a la superficie; no es útil en materiales porosos.	Se utiliza para inspeccionar grietas o porosidades superficiales en álabes de turbina.
PARTICULAS MAGNETICAS	Dispersión de flujo magnético causado por grietas superficiales o cercanas a la superficie, huecos, inclusiones o cambios en el material o en la geometría.	Barato; sensible a ambos defectos ya sea superficiales o próximos a la superficie.	Limitado a materiales ferromagnéticos; se requiere de una preparación superficial previa y de una desmagnetización posterior a la inspección.	Se utiliza para inspeccionar ruedas o vijas de ferrocarril.

Tabla 5.2 Comparación de métodos básicos de inspección no destructiva.

En la *inspección ultrasónica* son utilizados rayos de ondas sonoras de alta frecuencia (de 1 a 25 MHz) para detectar fallas superficiales y subsuperficiales. El ultrasonido y la radiografía son las dos técnicas principales para la detección interna de defectos. Las fallas son detectadas mediante el monitoreo de una o más de las siguientes señales: 1) la reflexión de energía de superficies de discontinuidades internas, interfaces metal-gas o interfaces metal-líquido, 2) el tiempo de paso de una onda sonora a través de la pieza o 3) la atenuación de un rayo de ondas sonoras mediante la absorción y la dispersión en el interior del metal. La inspección ultrasónica tiene un poder penetrante superior; alta sensibilidad, la cual permite la detección de fallas muy pequeñas; y una gran exactitud que cualquier otro método NDI en la determinación de la posición de las fallas y en la estimación de su tamaño y forma. Sin embargo, la interpretación de la señal ultrasónica puede ser muy engañosa. Ningún otro método NDI requiere de una mayor experiencia y conocimiento del operador como éste.

Los métodos óptico-visuales están limitados a los defectos superficiales. Las técnicas están bien establecidas.

En la *inspección con corrientes de Eddy* la inducción electromagnética es utilizada para detectar defectos superficiales como hendiduras, recubrimientos, grietas o de cualquier otro metal para detectar diferencias en la composición o microestructura. También pueden ser utilizadas para medir el espesor de un recubrimiento no conductivo en un metal conductivo. Debido a que es una técnica de inducción electromagnética no requiere de un contacto eléctrico directo con la pieza que está siendo inspeccionada. Por lo tanto, la técnica es adaptable a una inspección de alta velocidad en producción. Es muy versátil y puede ser aplicada a muchos problemas de inspección con materiales eléctricamente conductores. Cuando se utilice este método se debe de poner atención para detectar posibles señales falsas debidas a

las propiedades del material o características que no están relacionadas con el problema en cuestión.

La *inspección con líquidos penetrantes* depende de un líquido que penetra dentro de las cavidades o grietas que están abiertas hacia la superficie. El líquido debe tener una alta habilidad de mojado y la superficie debe de estar limpia y seca antes de que le sea aplicado el penetrante. Superficies extremadamente rugosas son adecuadas para dar falsas indicaciones de defectos. Después de que el líquido ha penetrado en la abertura, el exceso de penetrante es removido y se aplica un agente revelador sobre la superficie. El revelador actúa como un secante para ayudar a la filtración natural del penetrante fuera de las grietas y para esparcir el penetrante en los bordes así como ampliar el ancho aparente de la falla. Después de que el penetrante ha sido revelado, es examinado visualmente con una buena luz blanca para detectar indicaciones de fallas. Los penetrantes que contienen tinturas fluorescentes son examinados con luz ultravioleta (negra). La inspección con líquidos penetrantes es la más sencilla y menos costosa de todos los métodos NDI, pero tiene la mayor limitación, de que solamente puede detectar fallas que están abiertas a la superficie.

La *inspección con partículas magnéticas* es una técnica para detectar fallas superficiales o subsuperficiales en materiales ferromagnéticos. Se basa en el hecho de que las fallas superficiales producen una salida de campos magnéticos que pueden ser detectados mediante el uso de partículas ferromagnéticas finamente divididas aplicadas sobre la superficie. El equipo no es demasiado complejo, existiendo o no una limitación debido al tamaño o forma de la pieza que está siendo inspeccionada. La limitación básica es que el método es solamente aplicable a materiales ferromagnéticos. A menudo es necesaria una desmagnetización después de que se realiza la inspección, así como de la limpieza de partículas magnéticas sobre la superficie.

CAUSA PARA RETIRO

Para sistemas de ingeniería en que las consecuencias de falla son muy grandes, por ejemplo, motores de aviones o reactores nucleares, han sido desarrollados procedimientos de inspección muy conservadores. Por ejemplo, los rotores de un motor de una turbina de gas son limitados por su corta vida a la fatiga. Los estándares de funcionamiento actuales requieren que los motores sean diseñados de tal forma que no más de un motor de mil falle en la vida designada de servicio. Después de que una turbina ha servido para una vida de diseño, toda sus partes son removidas del servicio. Sin embargo, debido a la distribución estadística de la vida a la fatiga para componentes aparentemente idénticos, muchos de los componentes que son retirados de servicio tienen todavía una larga vida útil restante.

El aproximarse a una causa para retiro (RFC, retirement-for-cause) permitirá que cada componente sea utilizado durante toda su vida segura a la fatiga, puesto que será retirada de servicio solamente cuando un defecto observable llegue a un determinado tamaño. El tamaño del defecto al cual el componente no es considerado como seguro es establecido por medio de la combinación de NDI con análisis mecánicos de fractura.

V.5.- APLICACION DE LAS TECNICAS NDI EN ESTRUCTURAS AERONAUTICAS FABRICADAS CON MATERIALES COMPUESTOS

El desarrollo de técnicas efectivas de inspección para estructuras de materiales compuestos presenta un serio reto para la industria aeronáutica, ya que la clave para el amplio y continuo uso de los materiales compuestos en esta industria dependerá de la habilidad de detectar fallas y defectos en las estructuras. Los métodos de inspección disponibles para las estructuras de materiales compuestos desafortunadamente requieren que el inspector sea capaz de distinguir una amplia variedad de

defectos atribuibles a las anomalías del procesamiento, así como también a los daños y/o degradaciones inducidas por el medio ambiente.

En la industria aeronáutica, así como en otras industrias manufactureras, es generalmente aceptado que el propósito primario de los programas de control de calidad-seguridad es el detectar defectos estructurales que pudiesen ocurrir durante los procesos de manufactura o reparación. Esta meta incluye la necesidad de garantizar que todos los componentes conserven el nivel de calidad y la integridad estructural deseados en su diseño. Implícitamente en este objetivo está la necesidad de proveer un programa de inspección capaz de detectar las señales de deterioro y de prescribir una reparación adecuada para cualquier daño que pudiera ocurrir durante el servicio de vida anticipado de los componentes.

Los programas de inspección están bien establecidos por los fabricantes de aviones de materiales convencionales. El inspeccionar una estructura típica de un avión metálico, es esencialmente una búsqueda de grietas o fallas, las cuales, si se dejan de detectar o se permite su crecimiento podrían dar como resultado una falla estructural. Incluidas en esta categoría de fallas, se encuentran los diversos tipos de corrosión, las cuales, junto con la fragilización y la fatiga, representan las causas primarias para las fallas estructurales esenciales en aviones metálicos.

A modo de contraste, la inspección de las estructuras de materiales compuestos es un proceso mucho más complejo. Los materiales compuestos son materiales de alto rendimiento, generalmente seleccionados para utilizarse en la industria aeronáutica debido a su alta resistencia y rigidez, bajo peso, resistencia a la fatiga y su tolerancia de deterioro. No obstante a sus interesantes propiedades, los materiales compuestos son sumamente sensibles no solamente a su medio ambiente operacional, sino también a las reacciones de su proceso de fabricación. Los

defectos y las fallas que pueden ocurrir durante la fabricación de materiales compuestos, o durante su vida en servicio, pueden trastornar el balance mecánico de la fibra y la matriz, la cual provee a los materiales compuestos sus características únicas.

Con el objeto de distinguir la diferencia entre una falla seria y una condición que no amenaza la integridad estructural de la parte en estudio, los inspectores deben tener el conocimiento suficiente de los principios de diseño de los materiales compuestos, construcción de materiales y métodos de fabricación. Deben de estar familiarizados en cómo los elementos de enlace están colocados, cómo las capas agrupadas están hechas sobre medida para así tomar ventaja de la naturaleza anisotrópica (direccional) de las estructuras de materiales fibrosos adheridos por medio de resinas y de cómo deben de estar unidos y fijados a otros elementos estructurales para crear el ensamble final. En esto se encuentra el mayor problema con la tecnología de NDI, como es aplicada en las estructuras de materiales compuestos. El centro de la investigación se encuentra en el desarrollo de equipos de inspección los cuales eliminen o al menos minimizen el juicio humano.

Además de un cuidadoso entendimiento de cómo las estructuras de materiales compuestos son fabricadas, los inspectores deben saber de las limitaciones de los métodos convencionales NDI/NDT. Aun cuando algunos dispositivos pueden ser efectivos en estructuras metálicas, todavía no han probado ser herramientas de inspección confiables para materiales compuestos. Otro factor a ser considerado es que las técnicas NDI/NDT desarrolladas para estructuras de materiales compuestos han sido preparadas según el medio ambiente de manufactura.

Los investigadores señalan que las realidades de un medio ambiente operacional son realmente contrastantes con el medio ambiente de manufactura controlado. Por ejemplo, una vez que las

partes han sido instaladas en el avión, pueden llegar a ser inaccesibles. También, durante los años de servicio operacional, están expuestos a un innumerable ciclo de cargas y fenómenos meteorológicos como lo son las temperaturas extremas, viento, lluvia y hielo. Pero aún con el medio ambiente controlado que existe durante la fabricación, el proceso se presta a problemas potenciales ocasionados por un fraguado irregular, un maquinado inadecuado, una incorrecta orden de almacenaje, aire atrapado, humedad y otras posibilidades.

TIPOS DE FALLAS EN MATERIALES COMPUESTOS Y CAUSAS QUE LAS ORIGINAN

Con referencia a los materiales compuestos, existe una amplia gama de defectos y/o daños que pueden ocurrir, y que varían con respecto al tipo de estructura. Existen defectos que se aplican más específicamente a las estructuras de tipo sandwich apalado. Un centro aplastado por compresión, por ejemplo, está normalmente asociado a un daño causado por impacto en la estructura. Otro defecto común en este tipo de estructuras es el centro comprimido. Este puede resultar debido al exceso de adhesivo espumoso (la espuma de expansión choca con las paredes adyacentes de la celda) o puede ser causada por un inadecuado fraguado.

Los huecos en los adhesivos pueden ser resultado de que el aire quede atrapado durante la unión, por la pérdida de presión de unión durante el fraguado o debido a la excesiva humedad en el adhesivo. Un flujo pobre de adhesivo o insuficiente presión de unión durante el fraguado puede causar también un pobre llenado del pegamento. La falla en la adhesión también puede ser debida a sobrecargas estructurales.

Las fallas interlaminares (separación de las capas) son generalmente causadas debido a daños de impacto, pero, al igual que las fallas en la adhesión, pueden también ser resultado de sobrecargas estructurales. Los materiales compuestos con matriz de resinas frágiles son más vulnerables a daños causados por

Impacto y delaminaciones subsiguientes. Los investigadores señalan que las delaminaciones iniciales tienden a crecer más rápidamente en laminaciones con bajo contenido de resina debido a su baja resistencia al deslizamiento interlaminar. Además, las delaminaciones crecen más rápidamente si la lámina contiene huecos.

Cuando existe evidencia de grietas, ranuras, abolladuras, hundimientos, muescas, raspaduras, cortes, abrasiones, desgarraduras y perforaciones implica el rompimiento de las fibras (la estructura fundamental de los materiales compuestos). Este tipo de daño es normalmente asociado con daños por impacto con objetos externos. Si son demasiado severos, el daño por impacto puede causar penetración en la cara superficial o la capa externa de una estructura de material compuesto. Ciertas grietas pueden ser causadas por sobrecargas estructurales, como evidencia de otros daños visibles, como pueden ser esfuerzos cortantes en cabezas de sujeción de arrastre u hoyos en las uniones elongadas. Inevitablemente, las grietas y las perforaciones proveen un punto de entrada a la humedad, la cual establece el periodo para los problemas de corrosión.

Existe un interés especial con respecto a la corrosión en las estructuras. La corrosión en una cara superficial o en el centro de un material compuesto puede causar delaminación, falla en la adhesión intercapas, huecos en el laminado y desuniones entre dobleces y superficies, y entre dobleces y dobleces. Cuando existen perforaciones para drenaje inadecuadas en los paneles instalados en las cubiertas de entrada o si los hoyos del drenaje se llegan a tapar, puede presentarse la corrosión. También, la corrosión puede ser causada debido al acoplamiento galvánico de diferentes metales o el acoplamiento de metales anódicos, como el acero aleado o el aluminio, con material catódico como la fibra de carbono (en ausencia de revestimiento u otra capa protectora).

Muchos de los fluidos utilizados en la aviación (gasolinas, aceites, fluidos anticongelantes, removedores de pintura y solventes limpiadores) pueden causar ablandamiento y falla eventual de recubrimientos protectores, así como en pasta para rellenar huecos, selladores y ciertos adhesivos. Una vez que el deterioro comienza, tiende a atacar la resina de la matriz la cual, en respuesta, degrada sus propiedades mecánicas. Este tipo de daño demanda una inspección intensa para daños secundarios ya que muchos fluidos pueden contaminar los mecanismos de apoyo y control.

Cuando los recubrimientos del sellador y de la pasta para rellenar huecos son aplicados excesivamente sobre materiales compuestos cuya base es la fibra, la superficie se puede agrietar debido a las diferencias en los coeficientes de expansión térmica entre un sustrato sólido y una resina de relleno menos estable. Con la exposición de los elementos, las grietas tienden a incrementarse en tamaño y profundidad. Los investigadores hacen notar que las grietas se pueden propagar no solamente en la superficie sino también en el interior de la lámina en sí.

El desprendimiento parcial de una cara superficial puede afectar los bordes de ataque sobresalientes de una estructura aeronáutica de material compuesto. El desprendimiento parcial puede ser debido a una falla en la pintura, por impactos de objetos externos o por fabricación inadecuada en la etapa de desbaste. El desprendimiento parcial puede progresar rápidamente si el vehículo vuela a altas velocidades, especialmente si el área afectada permanece desprotegida. Usualmente, adecuados selladores protectores de bordes o tiras protectoras para la última capa pueden evitar muchos de los desprendimientos parciales.

Las fallas en la pintura pueden tener un efecto degenerativo sobre la integridad de la estructura de materiales compuestos. Las fallas en la pintura pueden ser causadas por una acción química, por una erosión debida al viento o a la lluvia, a la

abrasión, a los rayos y el calor debidos al sol o a la inadecuada aplicación de la pintura en sí. Algunas manifestaciones de las fallas en la pintura son la apariencia opaca (como un gis), que presenta burbujas, desprendimientos parciales, cuarteaduras, ablandamientos, descascamientos y grietas muy finas. Se sobrentiende que todas las resinas de las matrices de los materiales absorben cierta humedad; sin embargo, si son protegidas adecuadamente contra los elementos, los materiales compuestos laminares pueden retener su estabilidad por un periodo indefinido. Pero si el acabado de la pintura se deteriora las propiedades mecánicas de la resina sometida del material compuesto serán disminuidas rápidamente.

La marca de una descarga eléctrica no controlada es usualmente muy obvia. En un choque severo e inesperado de un relámpago, la resina de la matriz se evaporizará y el centro del panel no metálico se carbonizará. También, las desuniones, las delaminaciones y el rompimiento de fibras son comunes. Los daños visibles incluyen marcas de quemaduras alrededor de los sujetadores de las uniones, agrietamientos o cuarteaduras en las capas flamables de aluminio o quemaduras externas en/o cerca del los puertos de descarga estáticos. Semejantes daños pueden ser prevenidos por medio de una revisión eléctrica en forma periódica del sistema de descarga.

Cuando se analiza el valor de las técnicas NDI/NDT, es importante entender que no todas las técnicas son, por definición, comparativas. Las técnicas NDI/NDT están basadas en la suposición de que las partes del avión de idéntica configuración, hechas de idénticos materiales, producirán idénticas respuestas. Si la respuesta no es idéntica o si es considerada a estar fuera de una patrón estándar predeterminado, se puede suponer la existencia de un defecto. No obstante, existen momentos en los cuales los cambios detectados en la inspección e interpretados como defectos, son actualmente características de diseño dentro de la estructura.

METODOS Y TECNICAS DE INSPECCION DE MATERIALES COMPUESTOS EN AERONAUTICA

Existe una variedad de métodos y técnicas de inspección utilizadas en la industria aeronáutica, pero la más sobresaliente es la *inspección visual*, debido a las siguientes razones; la inspección visual no requiere de equipo costoso, tampoco se requiere determinar el tiempo invertido ni personal con entrenamiento especial. Sin embargo, debido al tamaño de algunos aviones comerciales modernos, hasta una inspección visual puede ser una tarea muy tardada.

Afortunadamente para los operadores de las flotas de hoy en día, el que se encuentre en condiciones de navegar el aparato es, en su mayor parte, verificable por medios visuales. Una vez que se ha detectado un daño o un deterioro, de alguna manera, esta área afectada se deberá someter a continuas inspecciones visuales y/o a una prueba de TAP.

En combinación con la inspección visual, la prueba de TAP es probablemente la técnica más comúnmente utilizada de inspección para uniones y piezas de materiales compuestos. La prueba de TAP es realizada con un instrumento despuntado, utilizándose a menudo una moneda grande o un objeto circular similar. Con este instrumento se realizan golpes continuos sobre la superficie de la pieza inspeccionada, hasta detectar irregularidades en los sonidos producidos, siendo estos cambios de sonido señal de irregularidades en el material. En la práctica común, la prueba de TAP es utilizada para localizar posibles desuniones, delaminaciones y agua en los centros de las células del panel. La prueba de TAP también tiene desventajas. No se pueden detectar huecos pequeños, fallas en los nodos de las uniones o pequeñas cantidades de humedad y es más una inspección de sensibilidad del operador que una inspección visual. Ciertos recubrimientos (que contienen rellenos de silicón o cerámica), hojas delgadas de aluminio, cintas sensibles a la presión y películas de aplicación

semejante deben ser removidas de la superficie antes de realizarse la prueba de TAP.

La prueba de *líquidos penetrantes* ha sido utilizada, principalmente, para detectar grietas en estructuras metálicas; sin embargo, este método está teniendo su principal aplicación en la inspección de estructuras de materiales compuestos, específicamente en la detección de defectos superficiales. Cuando el líquido penetrante es aplicado, se introduce dentro del defecto por una acción capilar. La tintura es entonces sacada del defecto, dando como resultado que se haga visible éste en forma de mancha. Una desventaja del uso de los líquidos penetrantes es que, una vez que han sido aplicados, el área contaminada debe ser limpiada completamente. El líquido penetrante es utilizado con mayor efectividad en áreas en las que ya se han detectado posibles defectos y cuando una intensa inspección visual no es muy convincente.

Cuando una inspección visual o una prueba de TAP son insuficientes para detectar defectos escondidos en las uniones de las estructuras o de materiales compuestos, es frecuentemente utilizada la *radiografía*. La principal ventaja que ofrece la radiografía es que es capaz de detectar defectos a través de diferentes densidades en el material. Los rayos X son dirigidos a la pieza y se registra la absorción que sufren en una película sensible a los rayos X. Los cambios en las características de absorción del material aparecen en diferentes grados de opacidad, indicando las anomalías en la configuración interna de la pieza. Los rayos X son más efectivos para detectar defectos y contaminación en los ensambles con centro de estructura tipo panal. Los depósitos de agua pueden ser detectados mediante una película de rayos X cuando las células contienen agua hasta un 10% de la altura del centro.

Los métodos ultrasónicos han empezado a tener mayor difusión para usarse en estructuras aeronáuticas de materiales compuestos. Están basados en el uso de ondas sonoras con frecuencias arriba de las que capta el oído humano. Estas ondas ultrasónicas tipo pulsares son inducidas dentro del ensamble mediante un transductor de transmisión. A medida que las ondas viajan a través de la pieza e interactúan con el material que está siendo inspeccionado, cualquier cambio significativo en las propiedades acústicas del material afecta los patrones de onda. Tales cambios son recogidos por el transductor de recepción; la información es entonces desplegada en un osciloscopio.

Existe un grupo muy versátil de técnicas de inspección por ultrasonido conocido como la inspección ultrasónica pulso-eco. Típicamente, este sistema produce las ondas ultrasónicas pulsares las cuales son reflejadas fuera de la superficie y regresan en forma de eco. Este eco es desplegado en un osciloscopio como una señal discreta para cada superficie reflectora. El método pulso-eco tiene la ventaja de ser un método simple de contacto (solamente necesita acceso desde un sólo lado); sin embargo, la pieza debe de ser limpiada y pulida; las superficies rugosas tienden a interferir con estas pruebas de contacto, degradando la señal de transmisión. Cuando se utilizan en paneles de estructura de tipo sandwich, el método pulso-eco es efectivo solamente en la cercanía de la superficie de la lámina y la sensibilidad decrece en función de la profundidad de la lámina.

La técnica ultrasónica de *transmisión continua* es considerada como un método de inspección preciso; sin embargo, también requiere de un acoplador y de un acceso por ambos lados de la pieza. No obstante, tiene la ventaja de ser capaz de detectar discontinuidades en toda la profundidad de las láminas multicapas. Dos transductores son utilizados, uno para transmitir las ondas de sonido desde el lado de acceso al operador y el otro para recibir la señal del otro lado de la pieza. Las anomalías tales como la

delaminación y los huecos atenúan la señal transmitida y se muestran como irregularidades.

Muchos daños son causados por calor dejando visibles ciertas marcas tales como la inevitable decoloración o la presencia de burbujas en el acabado, por lo que los metales de los substratos sobrecalentados pueden requerir un NDT adicional tal como la prueba de dureza. Otra NDT rápida, es la medición de conductividad en el metal afectado. El *medidor de conductividad* es un dispositivo utilizado para este propósito. Es básicamente un comparador; compara la diferencia en conductividad de un material conocido contra un material del que se sospecha ha sufrido un daño causado por calor.

Los *recubrimientos termoluminiscentes* son rociados sobre la superficie de la pieza. Después de que la pieza se seca, es calentada o sometida a luz ultravioleta. Las áreas desunidas responden a la irradiación por medio del cambio en su apariencia, llegando a ser oscuras o claras, dependiendo del medio específico que sea utilizado.

Los sistemas portátiles termográficos han sido desarrollados para permitir la inspección de estructuras de materiales compuestos en el campo. Estos sistemas de *rastreo termográfico* pueden detectar varios defectos en materiales compuestos, tales como desuniones o humedad en el centro de la estructura de panal. Las áreas que están siendo inspeccionadas son calentadas localmente mediante el movimiento de una fuente de calor a través de la superficie. Al mismo tiempo, una cámara rastreadora diferencia entre las regiones calientes y frías, indicando la existencia de anomalías.

Después de la fabricación o de una reparación, la *prueba de inmersión en agua caliente* es a menudo utilizada en paneles metálicos de estructura de tipo sandwich. La parte es sumergida

en agua caliente y, a medida de que el aire se expande dentro de las células del centro y es expulsado, se manifiesta un burbujeo en el sitio mismo de escape. Un problema con esta prueba es que el agua puede penetrar en una área de la pieza mientras se realiza la inspección en otra área. Por lo que, la prueba de escape de agua caliente es normalmente utilizada solamente en piezas pequeñas las cuales pueden ser sumergidas en un tanque de poca profundidad relativa.

La habilidad para detectar fallas o defectos en estructuras de materiales compuestos es crucial para su uso continuo y expansión en la industria aeronáutica. Sin embargo, debido a las peculiaridades de los materiales compuestos, éstos requieren de un inspector que sea capaz de distinguir entre un defecto y un material en condiciones normales. Los investigadores aseguran que el equipo de inspección, tales como los que se han discutido anteriormente, eliminarán o al menos minimizarán, la necesidad del juicio humano.

V.6.- PRUEBA DE FATIGA DE TAMAÑO NATURAL DEL A320

Una vez que se ha descrito en qué consiste el análisis de fallas, además de haber visto algunas técnicas de inspección y pruebas no destructivas, es importante mencionar que en la vida real no son suficientes estas pruebas para evaluar estructuras aeronáuticas y así permitir que cada componente estructural sea utilizado a su máxima extensión de vida. También se requieren de otras pruebas, las cuales son definidas como destructivas. Estas técnicas son muy útiles tanto en la selección de materiales para fabricación de componentes estructurales, como en la certificación de su funcionamiento ya sea en componentes o estructuras fabricados con éstos. Dentro de éstas se encuentran las pruebas de tracción, compresión, impacto, dureza y la de fatiga, esta última, que como se mencionó en el capítulo anterior, tiene una gran importancia en las estructuras aeronáuticas. Es precisamente la prueba de fatiga la que a continuación se describe y que

corresponde a un caso práctico de evaluación, tomando como ejemplo a la compañía Airbus Industrie y a su producto A320, el cual se ha venido analizando, habiendo sido denominada a ésta como la "Prueba de Fatiga de Tamaño Natural".

Imagínese que está usted sentado en la cabina de un avión cerca del ala, esperando el despegue en un día borrascoso...

A medida que el avión se desplaza por el aire, usted siente el movimiento causado por el viento turbulento, usted vé cómo el ala se flexiona hacia arriba y hacia abajo y tal vez usted se pregunte a sí mismo. "Cuánto tiempo más se mantendrá doblándose de esa manera?". Usted podría continuar su vuelo con mayor tranquilidad si supiera que cada tipo de avión Airbus es sometido a torsión, doblado, vibración y a esfuerzos de fatiga millones de veces antes de que el primero sea puesto en servicio. Esta es la "Prueba de Fatiga de Tamaño Natural". En Europa, todos los fabricantes de aviones cumplen con requerimientos de certificación para probar una estructura representativa de cualquier nuevo avión para un equivalente de su vida de diseño.

El primer producto Airbus, el A300, fue sometido a este riguroso programa de prueba, así como lo fue más recientemente el A320. Las compañías participantes de la Airbus involucradas en todos estos programas también cuentan con una considerable experiencia y conocimiento de sus proyectos individuales del avión. Toda esta experiencia es puesta en práctica para la prueba de fatiga del A320. Independientemente de las cuestiones legales y aspectos de certificación la prueba de fatiga de tamaño natural, en el caso del A320, sirve a un número importante de propósitos.

PROPOSITOS

- La prueba a la estructura de un avión es utilizada para justificar un comportamiento satisfactorio a lo largo de la vida esperada del avión.
- La prueba es utilizada para probar la funcionalidad del diseño. También es importante cuando se desarrollan derivados con pesos de operación de mayor capacidad.
- Es utilizado para establecer el programa de inspección estructural.
- El programa de la prueba permite una rápida identificación de cualquier punto débil en la estructura primaria. dependiendo de cuándo y dónde ocurre algún daño, la Airbus Industrie inmediatamente decidirá sobre la acción correctiva que debe realizarse. Esta podría ser desde una completa modificación del programa de producción de un avión, con una readaptación en servicio, hasta un ajuste en el programa de inspección.

PROGRAMA DE LA PRUEBA

Como fue mencionado al principio, Airbus Industrie hace algo más que solamente satisfacer un requerimiento de certificación. La prueba de la estructura del avión A320 es sometida a un total de 120,000 vuelos simulados, completamente representativos de cómo un avión en servicio opera actualmente. De hecho, esto es el equivalente a dos y media veces la vida de un avión, basados en el diseño económico de vida de operación de 48,000 vuelos.

Las compañías participantes de Airbus Industrie están totalmente involucradas en el programa de la prueba, como lo fueron en su momento para el A300 y el A310. Esto conlleva a una excepcional innovación eficiente y racional de efectuar la prueba.

Normalmente, se puede esperar que un avión completo sea ensamblado, instalado en un equipo gigante de prueba y después sometido a esfuerzos cíclicos. Airbus Industrie se decidió en un método de prueba llamado "multi-sección". En esta prueba el fuselaje tomado como muestra es dividido en tres partes principales, cada una sobrepuesta a la parte contigua. Este método de prueba posee distintas ventajas: es mucho menos complicado que si se realizara a una estructura de avión completa y permite que la prueba continúe en las secciones restantes si es que aparece un daño en una de ellas. Este programa de prueba puede realizarse más rápidamente.

Algunos componentes principales son omitidos de las muestras de prueba, por ejemplo los soportes y los mecanismos de transmisión de aterrizaje principal y de nariz. Estos son sustituidos por componentes que simulan el peso, debido a que solamente se requieren cargas de éstos como datos para la prueba de la estructura del avión. Sin embargo, debido a que todas las partes principales del avión necesitan ser probadas, estos componentes son sometidos a sus propias pruebas de fatiga y estática.

A continuación se analizará el programa de la prueba en sí. Cada una de las principales secciones es instalada en un equipo de prueba. Si se tomase la muestra que abarca la sección central del fuselaje y el ala, el equipo de prueba consistiría fundamentalmente de varios gatos hidráulicos colocados en diferentes sitios del ala y fuselaje como puntos de aplicación de carga. La sección central del fuselaje es cerrada en cada extremo y es sometida a una presurización de cabina (AP). Para evitar las enormes cantidades de aire comprimido y de éste modo disminuir el período de ciclos de la cabina, el fuselaje es llenado con bloques de poliestireno expandido. El sistema total es controlado por una computadora en la que se registra toda la información de la "misión de fatiga".

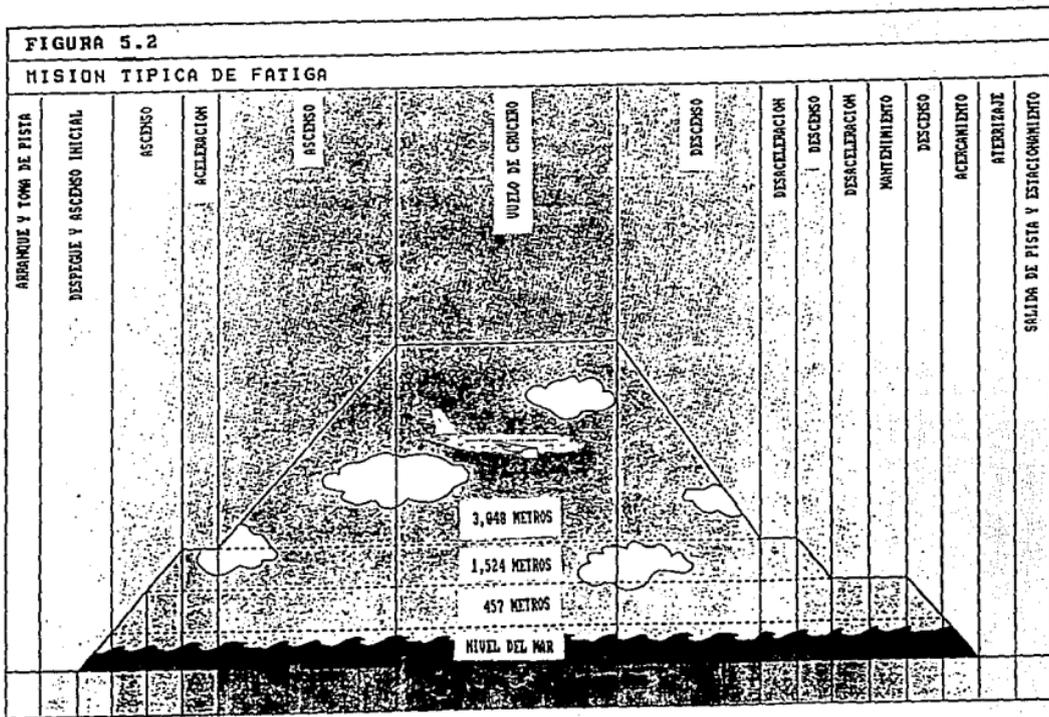
MISION DE FATIGA

Con todo ésto se está simulando un vuelo típico simple, desde el comienzo al encender los motores y al rodar por tierra antes del despegue, al despegar, vuelo de crucero, descenso, aterrizaje y rodar por tierra después del aterrizaje (Figura 5.2). Este "vuelo" típico es repetido durante todo el programa de vuelo, cada vuelo toma aproximadamente cinco minutos para simularse. Para hacerlo más completo se alimenta al programa de computadora los datos sobre fuertes ráfagas de aire ocasionales. Aterrizajes forzosos y otras cargas semejantes, que pueden ocurrir durante la vida operacional del avión, también son alimentadas en el programa de computadora. Para el A320-100, el vuelo simulado es de una hora de duración con un peso típico de despegue (TOW- Typical take-Off Weight) de 56 toneladas y una presión de cabina de 556 mb (55.572 kPa). Es similar un vuelo típico del A320-200 con un TOW de cerca de 58 toneladas. Estos son pesos de despegue comunes en cada vuelo, los cuales son menores que los representativos del máximo permisible.

LA PRUEBA

La finalidad de la prueba es la de someter a esfuerzos cíclicos la estructura del avión a un equivalente de 120,000 vuelos simulados. El programa consiste de dos fases principales. La primera, hasta 60,000 vuelos que corresponde a la simulación de una vez la vida del avión antes de la certificación. De 60,000 hasta el fin del programa en 120,000 vuelos, se hace la fase de propagación de la grieta. Esto permitirá a los especialistas de diseño y fatiga el observar el comportamiento del avión con la presencia de grietas naturales y artificiales. Esta es la parte en que se mide la tolerancia del avión con el daño de la prueba, que es la parte más importante de todo el programa de prueba.

En varias etapas de la vida de las muestras, la prueba es detenida y la estructura es inspeccionada para localizar algún



daño que pudiese ocurrir y fuera necesario reparar o inclusive hacer una modificación de la pieza. Estas inspecciones también son útiles para los especialistas de ensayos no destructivos (NDT), ya que les ayuda a desarrollar los métodos de inspección, los cuales acompañan al programa de inspección estructural para el avión en servicio.

ANALISIS DE LA PRUEBA

Cuando se han realizado la simulación de los 120,000 vuelos, esto no es el final de la prueba ya que faltan muchas cosas por realizar. Una parte particular de la muestra puede ser sometida a una prueba de medición de esfuerzos residuales o como en el caso de la sección del fuselaje, puede someterse a ciclos de presurización de cabina (ΔP) adicionales. Entonces las muestras son desmanteladas y sometidas a ensayos no destructivos e inspecciones detalladas de laboratorio.

REPERCUSIONES

Todo lo mencionado hasta el momento dá una imagen de la situación ideal. Sin embargo se tienen algunas realidades, las cuales Airbus Industrie, como un fabricante, y los operadores necesitan considerar. Frecuentemente y a pesar de que se realizan estas pruebas siempre existe la posibilidad de falla. Si ésto sucede muy tarde en la vida de la muestra, no tiene un gran efecto sobre el avión. Si el daño ocurre al principio o si es significativo, entonces algo debe hacerse. A este respecto el A320 ha trabajado extremadamente bien, teniendo ventajas considerables de experiencias previas en los A300 y A310.

De todas las investigaciones a la fecha, la gran mayoría de las fallas son de una naturaleza menor, no estando relacionadas con la seguridad y sin requerir cambios significativos en el diseño. De esas fallas, algunas fueron descubiertas al principio del programa y fueron corregidas antes de la entrega del primer

avión de la producción. Algunos de los resultados que se encuentren después, requerirán de una acción retrospectiva sobre el avión ya en servicio, así bien como en aquellos en las líneas de ensamble.

Todos los resultados son analizados desde el principio hasta el fin para ver si existe alguna implicación en el programa del avión. Si éste es el caso, se tomará una decisión de un modo u otro dando lugar a una modificación, y si es así, la modificación será realizada. Airbus Industrie muy bien puede considerar un programa de inspección alternativo, permitiendo al operador decidir qué rumbo tomar. Existen casos en donde no hay alternativa; esto sucede cuando el tiempo que se necesita para realizar la inspección es el mismo o es mayor que el que se necesita para realizar una modificación.

En la medida de lo posible, Airbus Industrie se ha esforzado por establecer los principios para las adaptaciones y/o inspecciones para igualar los objetivos del mantenimiento principal de la parada temporal, los cuales son establecidos para 20,000 vuelos u ocho años.

CONCLUSION

Desde el punto de vista del operario una consideración importante son las repercusiones del programa de servicio del avión, el cual se publica en Boletines de Servicio adicionales y son distribuidos directamente al operario por la compañía Airbus Industrie.

Sin embargo, la parte más importante de todo esto, desde todos los puntos de vista, es el hecho de que el A320 ya ha sido probado hasta la "destrucción" y ha mostrado que sobrevivirá muchos otros vuelos más de los proyectados.

CONCLUSIONES

Como se ha visto, los materiales en la industria aeronáutica han sido históricamente una de las bases del desarrollo tecnológico de los pueblos, habiendo sido motivo de cambios culturales y de modos de vida, también se ha visto que han ido evolucionando con el tiempo (madera, acero, aluminio, metales y aleaciones ligeras, polímeros, superaleaciones, materiales compuestos, etc.) siendo cada vez más industrializados y con características físicas y mecánicas más notables, que satisfacen las exigencias cada vez más severas a las que son sometidos.

Una de las razones de la evolución técnica e industrial de la aeronáutica en los países desarrollados es que, cuando fue preciso, la industria encontró entre los materiales existentes las propiedades necesarias para cumplir las exigencias de diseño que en su momento se presentaban, conforme fueron incrementándose estas exigencias, se inició una búsqueda de nuevos materiales que cumplieran con éstas. Así, entonces, se llevaron a cabo en los laboratorios las investigaciones necesarias, mediante las modificaciones pertinentes a los existentes o bien por la introducción de otros nuevos materiales, para conseguir la solución requerida, de tal forma que los materiales se hallan cada vez más industrializados y actualmente en los países desarrollados implican del 20 al 30% de su actividad industrial e intervienen en la constitución de todos los productos existentes y nuevos y, en general, están presentes en todos los campos de la industria aeronáutica.

Con lo anteriormente expuesto, parecería razonable concluir que actualmente existe una nueva clasificación para todos los materiales existentes, integrada simplemente en dos categorías: los materiales tradicionales y los nuevos materiales, siendo aparentemente un objetivo persistente el que, los nuevos materiales desplacen por completo a los materiales tradicionales;

CONCLUSIONES

Como se ha visto, los materiales en la industria aeronáutica han sido históricamente una de las bases del desarrollo tecnológico de los pueblos, habiendo sido motivo de cambios culturales y de modos de vida, también se ha visto que han ido evolucionando con el tiempo (madera, acero, aluminio, metales y aleaciones ligeras, polímeros, superaleaciones, materiales compuestos, etc.) siendo cada vez más industrializados y con características físicas y mecánicas más notables, que satisfacen las exigencias cada vez más severas a las que son sometidos.

Una de las razones de la evolución técnica e industrial de la aeronáutica en los países desarrollados es que, cuando fue preciso, la industria encontró entre los materiales existentes las propiedades necesarias para cumplir las exigencias de diseño que en su momento se presentaban, conforme fueron incrementándose estas exigencias, se inició una búsqueda de nuevos materiales que cumplieran con éstas. Así, entonces, se llevaron a cabo en los laboratorios las investigaciones necesarias, mediante las modificaciones pertinentes a los existentes o bien por la introducción de otros nuevos materiales, para conseguir la solución requerida, de tal forma que los materiales se hallan cada vez más industrializados y actualmente en los países desarrollados implican del 20 al 30% de su actividad industrial e intervienen en la constitución de todos los productos existentes y nuevos y, en general, están presentes en todos los campos de la industria aeronáutica.

Con lo anteriormente expuesto, parecería razonable concluir que actualmente existe una nueva clasificación para todos los materiales existentes, integrada simplemente en dos categorías: los materiales tradicionales y los nuevos materiales, siendo aparentemente un objetivo persistente el que, los nuevos materiales desplacen por completo a los materiales tradicionales;

pero esta conclusión no resulta del todo válida ya que, tanto en la industria aeronáutica como en otras, pueden existir materiales tradicionales que, renovados o tratados apropiadamente, se hallen en condiciones de cumplir perfectamente las nuevas exigencias técnicas.

Así, por ejemplo, hoy en día el duraluminio ha pasado a ser ya un material tradicional y relativamente caro, pero a pesar de esto sigue siendo, a base de los elementos de aleación y los nuevos tratamientos superficiales, un excelente material y es muy probable que en los próximos 20 años todavía se siga empleando en numerosas aplicaciones importantes de la industria aeronáutica.

Por lo tanto, los materiales tradicionales (vidrios, aceros, aleaciones de aluminio, maderas, etc.) tienen que evolucionar por tratamientos físico/químicos, nuevos tratamientos térmicos y superficiales, etc., mejorándolos para que puedan competir con los nuevos materiales (materiales compuestos), consiguiendo un equilibrio dinámico entre ambos.

Por otro lado, el material compuesto nace en los laboratorios, pero debe pensarse, desde el principio de la investigación, en su industrialización, pues de lo contrario su aplicación será muy limitada.

No debe olvidarse que las empresas de aviación comerciales son las que perciben directamente la necesidad de los materiales compuestos, teniéndose que relacionar con los laboratorios de empresas privadas (fabricantes) y públicas (centros de investigación y universidades), creando instrumentos para valorar los esfuerzos de investigación, estudios, prospectivas, especificaciones, etc., para los responsables de la investigación. Desgraciadamente en nuestro país no se dá de manera eficiente la segunda relación.

Por lo anterior se puede concluir que es necesario difundir las ciencias de estos nuevos materiales hacia los sectores

económicos, tecnológicos y sociales de nuestro país, principalmente en la industria aeronáutica, que como se dijo al principio del presente trabajo, constituye un factor clave en el desarrollo de cualquier nación y dando además por sentado que estos nuevos materiales son de carácter multi-institucional y multidisciplinar, mentalizando a la opinión especializada que puede ser factible la fabricación de componentes aeronáuticos sencillos u otros productos relacionados.

Así pues, la estrategia en la investigación de los materiales compuestos debe ir acompañada de la correspondiente estrategia industrial para conseguir fabricaciones accesibles y no excesivamente costosas. En primer término deben promoverse y desarrollarse aquellos materiales adecuadamente probados, interrelacionando investigación e industria, para que luego no surjan problemas en la fabricación y utilización de los materiales en estudio.

Ciertamente, los materiales compuestos pueden favorecer el avance tecnológico de la Industria Aeronáutica Nacional, pero para que esto ocurra es necesario además mostrar las grandes ventajas que presentarían estos materiales a nivel industrial y nacional, estas ventajas no nada más son de carácter técnico, sino también de carácter económico, político y social. Razones por las cuales surge la necesidad de introducir estos nuevos materiales, para tal efecto se presentan las siguientes reflexiones.

Resulta un hecho claro que las industrias (incluyendo la aeronáutica) de los países desarrollados durante los últimos años se han visto influenciadas por cuatro importantes factores:

- 1.- La necesidad de economizar energía.
- 2.- La urgencia de conservar el medio ambiente.

3.- La conveniencia de disminuir el consumo de materiales estratégicos.

4.- La necesidad de aumentar la competitividad en los mercados.

En este contexto los materiales compuestos pueden ocupar un importante lugar, ya que la innovación de los materiales afecta directamente al progreso de múltiples sectores además del de la aeronáutica.

Algunos países industrializados (incluyendo México) son deficitarios en las fuentes de energía no renovables (petróleo, gas, etc.) o tienen ciertos problemas de rentabilidad económica en la explotación de otros recursos. Son precisamente estos nuevos materiales los que pueden conducir a un sensible ahorro energético y a la sustitución o mejor uso de materiales tradicionales escasos, si se tiene en cuenta aquellos procesos que obtengan materiales tanto nuevos como tradicionales a base de materias primas anteriormente desechadas e incluso de residuos aprovechables, además de buscar aquellos materiales compuestos cuyos procesos de fabricación produzcan la menor contaminación posible del medio ambiente, necesidad que en los momentos actuales se hace prioritaria.

Con respecto al tercer factor mencionado, es importante hacer notar que generalmente se pueden considerar como materiales estratégicos a aquellos que reúnen las siguientes características:

- a).- No se producen o, al menos, no se obtienen en cantidades suficientes.
- b).- Son esenciales para la producción industrial.
- c).- Tienen pocos o ningún otro sustituto.
- d).- La producción está concentrada en un número restringido de terceros países.

En estas condiciones resulta necesaria la sustitución de ciertos materiales estratégicos, en función de su escasez e hipotético corte de suministro, por otros nuevos materiales de iguales o mejores características, más accesibles y, a ser posible más económicos.

Evidentemente la sustitución de materiales estratégicos, importados o no, por otros de tecnología propia, disminuye la vulnerabilidad de la industria y sobre todo optimiza la defensa comercial nacional, al reducir la dependencia en materiales del exterior.

Con respecto al cuarto factor mencionado, se puede decir que la competitividad industrial exige, entre otras medidas, la utilización de nuevos materiales que impliquen un menor costo y que ofrezcan mejores propiedades, ya que los nuevos productos precisan de un abaratamiento, con una calidad aceptable, mediante la introducción de estos nuevos materiales, más ligeros, resistentes y fiables.

Asimismo, los procesos industriales mejorarían su productividad si se utilizaran estos nuevos materiales, que generan menores desperdicios y tienen menor consumo de energía, que la requerida para cualquier metal o aleación.

Por otra parte, la competitividad industrial se alimentaría del carácter multidisciplinario que conllevan estos nuevos materiales y, consiguientemente, de la intervención multisectorial, señalada anteriormente, que tiene muchos de los nuevos productos.

Resumiendo de las reflexiones anteriores, se puede concluir que la introducción de los materiales compuestos en la industria aeronáutica nacional e inclusive en otras industrias, vendría motivada por los siguientes factores:

- Ahorro de energía en los procesos de fabricación y en el empleo de los productos finales.
- Eliminación de residuos dañinos para el medio ambiente y la salud.
- Sustitución de materiales considerados estratégicos.
- Aumento de la competitividad industrial tanto para la mejora de los procesos como por las superiores características y aumento de calidad de los productos finales.
- Economía en el reemplazo de materiales, por aumento de la duración (menor corrosión y mayores resistencias).
- Mejor aprovechamiento de los materiales durante los procesos de fabricación.
- Aumento de la seguridad en el trabajo reduciendo los costos derivados de accidentes de fallos de material.
- Reciclado de los materiales.
- Aprovechamiento de los residuos.
- Incremento del valor añadido de los productos mediante la consecución de mejores características.
- Creación y multiplicación de segmentos innovadores dentro de la Industria Aeronáutica Nacional y además de otras Industrias Nacionales.

Por todo lo anteriormente dicho, resulta de vital importancia continuar difundiendo el desarrollo de la Industria Aeronáutica Nacional mediante el también desarrollo de estos novedosos materiales, recordando siempre, y en todo momento, que *el modo en que aprovechemos nuestros recursos hará de nuestro país el desarrollo que tanto buscamos.*

BIBLIOGRAFIA

LIBROS:

AGUIRRE ESPONDA, Guillermo. Diseño de Elementos de Máquinas. México, Trillas, S.A., 1990., pp. 120-126.

ASKELAND, Donald R. La Ciencia e Ingeniería de los Materiales. México, Grupo Editorial Iberoamérica, 1987., pp. 365-394.

CARRANZA, C. Emilio. Resumen Histórico de la Aeronavegación, Desde el Globo Montgolfier al Supersónico Concorde de Nuestros días, México, B. Costa-Amic, 1976. 108 p.

DE GARMO, E. Paul, et al. Ingeniería Económica, 6ta ed. México, Compañía Editorial Continental, S.A., 1985., pp. 65-68.

DIETER, George E. Engineering Desing, A Materials and Processing Approach, Singapore, McGraw-Hill Book Company, 1987. 592 p.

LUBIN, Georqe. Handbook of Composites, U.S.A., Van Nostrand Reinhold Company, 1982., PP. 722-753.

MELERO COLUMBRI, Francisco J. Los Nuevos Materiales y sus Aplicaciones. España, Colegio Oficial de Ingenieros de Armamento, 1991. 215 p.

MUSEO TECNOLOGICO DE LA COMISION FEDERAL DE ELECTRICIDAD. Exposición Permanente de la Historia de la Aviación Mundial. México, 1992.

ORGANIZACION DE AVIACION CIVIL INTERNACIONAL. Estadísticas Mundiales de Aviación Civil, 1990, México, O.A.C.I., 1990. pp. 13.

PERALTA Y FABI, Ricardo. Del Espacio al Subsuelo, México, Fondo de Cultura Económica, S.A., 1990. 228 p.

SALAZAR ROVIROZA, Alfonso. Historia de la Aviación Mundial y Mexicana, Desde sus inicios hasta 1970, México, Ediciones Económicas, 1970. 143 p.

SICKLE, Van, et al. Aeronáutica Moderna, Aviación Básica Aplicada, España, Paraninfo, S.A., 1985. pp. 93-135.

SIMI, Frederic, et al. Antes y Despues del Concorde, España, A. Redondo Editor, 1969. 178 p.

STEVEY, H. Guyford, et al. Vuelo, Colección Científica de Libros de TIME LIFE, 2da ed., México, TIME-LIFE Internacional de México, S.A., 1981. 200 p.

THORNTON, Peter A., et al. Ciencia de Materiales para Ingeniería, México, Prentice-Hall Hispanoamericana, S.A., 1987. pp. 609-647.

REVISTAS:

CASTILLO, Fernando. "La Guerra de los Fuselajes Anchos". Colección de "El Mundo de la Aviación", modelos, técnicas y experiencias de vuelo, vol. 4, números. 46 y 47 (España. 4 to. trim. 1989), pp. 914-920 y 936-940.

CHOU, Tsu-Wei, et al. "Composites", Cientific American, vol. 255, núm. 4 (U.S.A., 4 to. trim. 1986), pp. 193-203.

CLARK, Joel P., et al. "Advanced Materials and the Economy", Cientific American, vol. 255, núm. 4 (U.S.A., 4 to. trim. 1986), pp. 51-67.

CONDIT, Phil. "777-The Airlines, Higher Order Technology Airplane", Aerospace Engineering, vol. 12, núm. 9 (U.S.A., 3 er. trim. 1992), pp. 36-40.

GROS AYMERICH, Carlos. "Materiales Compuestos", Revista Iberaviación, núm. 352 (España, 4 to. trim. 1990), pp. 21-24.

HITCHCOCK, Anthony. "FAST, Airbus Technical Digest", Airbus Industrie, núm. 10 (Francia, 3 er. trim. 1990), pp. 8-13.

SEIDL, Tony. "Inspection of Composite Structure", Aerospace Engineering, vol. 12, núm. 5 (U.S.A., 2 do. trim. 1992), pp. 9-13.

STEINBERG, Morris A. "Materials for Aerospace", Cientific American, vol. 255, núm. 4 (U.S.A., 4 to. trim. 1986), pp. 67-72.

MANUALES TECNICOS:

AIRBUS INDUSTRIE. "A-320. Briefing", Airbus Industrie, (Francia, 3 er. trim. 1988), 26 p.

AIRBUS INDUSTRIE. "A-320. Structural Repair Manual", Airbus Industrie, (France, 3 er. trim. 1989), 15 p.

DU-PONT COMPANY. "Characteristics and uses of KEVLAR 49 Aramid. High Modulus Organic Fiber", Technical Information (Bulletin k-5), (U.S.A., 3 er. trim. 1981), 12p.

"MINER, Louis H. "Characteristics of KEVLAR 49 and its use in composites", Technical Symposium III. Design and uses of KEVLAR Aramid in Aircraft, (Technical Information DuPont Company), (U.S.A., 4 to. trim. 1981), pp. 3-10.