

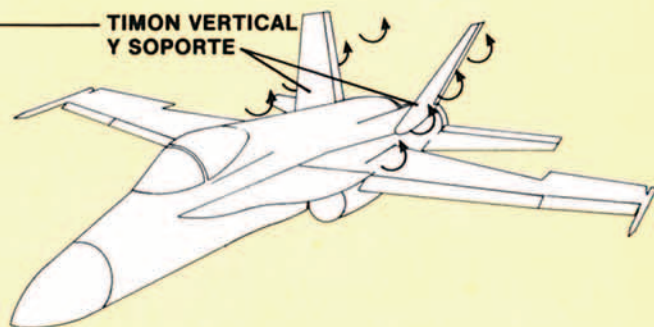
El tratamiento de fatiga estructural en un Sistema de Gestión de Mantenimiento

MIGUEL GRANADINO GARCIA
Comandante Ingeniero Aeronáutico

EL problema de fatiga en las estructuras de aeronaves ha sido un compañero inseparable de la historia de la aeronáutica. Los hermanos Wright tuvieron que aplazar su primer vuelo al aparecer una grieta por fatiga en el eje de su hélice. La destrucción de cuatro de los nueve Comet británicos, el primer reactor del mundo para el transporte de pasajeros, por fatiga estructural vuelve a revelar la importancia del problema. La rotura del herraje de articulación del ala de un F-111 a las 105 horas de vuelo, marca un hito en el desarrollo de los estudios de mecánica de fractura, ya que un avión diseñado correctamente a cargas estáticas y a fatiga sufría un accidente en pocas horas de vuelo, y a un factor de carga de 4 cuando había sido diseñado para un factor de 11. A consecuencia de este accidente se introdujeron numerosas modificaciones en las especificaciones de los requisitos estructurales. Los aviones modernos siguen afectados por la "enfermedad" de la fatiga, en la figura 1 se muestra las grietas de fatiga aparecidas en el F-18 y una representación de la causa: cargas producidas por los torbellinos generados en los LEX (extensiones del borde de ataque) a ciertos ángulos de ataque.

FATIGA

FATIGA es el fallo de un material debido a la aplicación cíclica o alternativa de cargas que producen unos niveles de esfuerzos por debajo de la resistencia estática de rotura del material. Se sabe que las grietas de fatiga se originan, generalmente, en grietas microscópicas en la estructura cristalina del material. Estas grietas microscópicas se producen en aquellas zonas con concentraciones de esfuerzos y se propagan bajo la aplicación de cargas cíclicas hasta un tamaño a partir del cual el resto de la estructura es incapaz de soportar la carga aplicada y se produce la fractura.



Un caso claro de rotura por fatiga es el que se produjo en vuelo por desprendimiento de una parte de hélice en un avión T-6 (ver la figura 2), en la AGA. En ella se ve la característica más importante de este tipo de roturas para su identificación: dos tipos de superficies, un área frágil en la zona de propagación y una dúctil en la zona de rotura final.



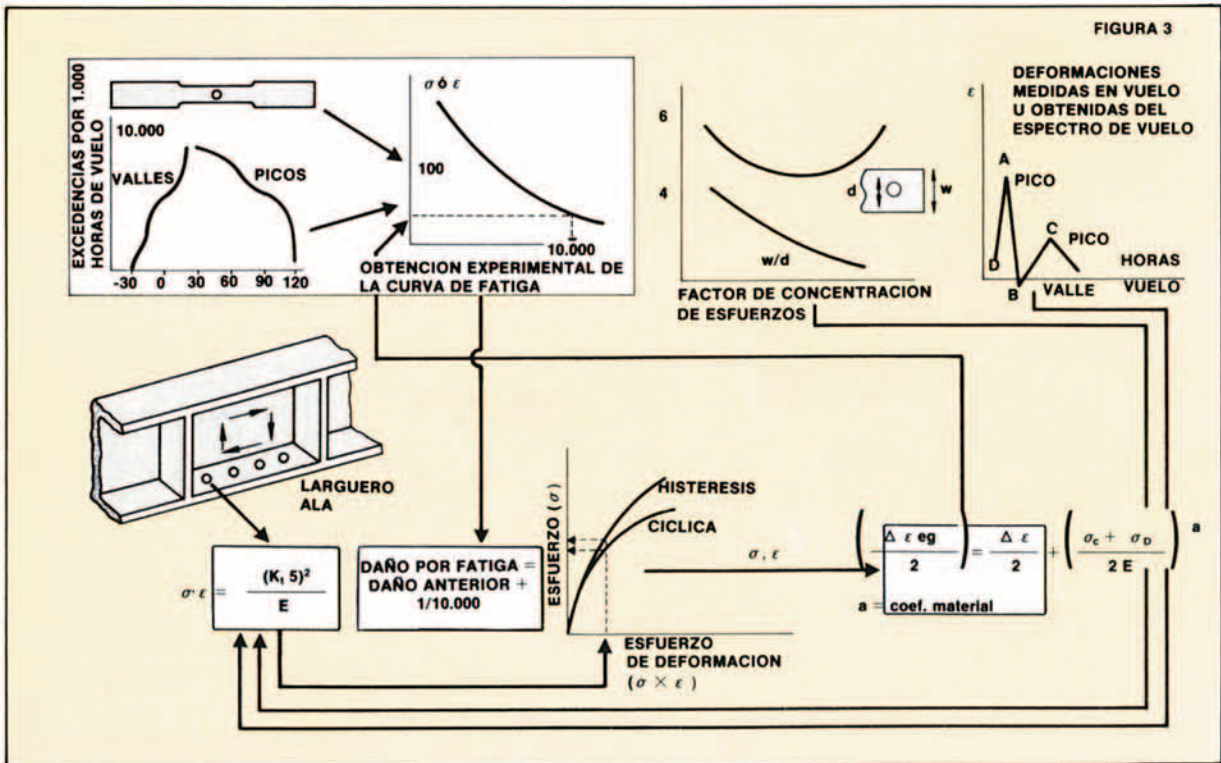
Figura 2

El ejemplo precedente marca los dos puntos fundamentales a tener en cuenta a la hora de diseñar una pieza o estudiar una rotura por fatiga. El primero es saber el tamaño máximo de una grieta sin que se produzca un fallo catastrófico. El segundo es determinar cómo va creciendo el tamaño de la grieta en función de las horas de vuelo. Con estos dos puntos se podrán establecer las inspecciones necesarias para poder asegurar, con un cierto nivel de confianza, la no existencia de fallos catastróficos.

El número de ciclos de carga necesarios para que la microgrieta alcance una dimensión detectable (normalmente 1/100 de pulgada) se define como vida para la iniciación de la grieta, y va unida al concepto de "vida segura". El número de ciclos para que esta longitud predeterminada crezca hasta la longitud crítica (en que se produce la rotura estática) se define como vida para el crecimiento de la grieta; estando relacionada con el concepto de "tolerancia al daño", en que se supone que existen pequeñas grietas desde el comienzo de la vida del avión e intenta predecir un tiempo hasta el fallo catastrófico.

VIDA DE INICIACION DE UNA GRIETA

La vida para la iniciación de la grieta considera los esfuerzos y deformaciones en el borde de la misma y sus análisis se ha simplificado desde la introducción de la regla de Neuber, la cual indica que el producto del esfuerzo por la deformación en la raíz de la grieta es igual al producto del esfuerzo básico por el factor de concentración, elevado dicho producto al cuadrado y dividido por el módulo de elasticidad. La segunda relación necesaria es la curva de esfuerzos-deformaciones del material, no la obtenida en un ensayo estático sino en uno cíclico que tiene en cuenta los efectos de endurecimiento o ablandamiento por deformación cíclica, y la curva de histéresis del material. Los datos de fatiga a amplitud constante se obtienen de la literatura general o de pruebas



realizadas a conjuntos o piezas típicas para ensayo en zonas específicas del avión; dándonos los diagramas esfuerzos (o deformaciones) en función de la vida, que son la herramienta básica en el análisis del daño acumulado por fatiga, a menudo llamada regla de Miner. Después de un ajuste por relación de esfuerzos y de la obtención de una amplitud de deformación se predice la iniciación de la grieta. El proceso está sintetizado en la figura 3.

CRECIMIENTO DE GRIETAS

Las técnicas de predicción de crecimiento de grieta utilizan el método de Wheeler modificado y el modelo de esfuerzo de contacto desarrollado por McDonnell Douglas Corporation. Los factores básicos que intervienen en este crecimiento son el factor de intensidad de esfuerzos y el retardo de crecimiento de la grieta. El método de análisis comienza con la selección del tamaño y tipo de grieta inicial, que se basa en la geometría del área a analizar. Las piezas se clasifican de acuerdo con el espesor en mayores o menores de 1/10 de pulgada. Posteriormente se cuenta con los datos de velocidad de crecimiento de la grieta en función de la variación del factor de intensidad de esfuerzos para amplitud constante, que se modifica de acuerdo con el espesor según datos obtenidos en programas de integridad estructural; las soluciones de intensidad de esfuerzos depende del tipo de taladro o grieta superficial. Con la curva del espectro de utilización de la pieza se puede llegar a la solución final de longitud de grieta en función de las horas espectro de vuelo.

El ejemplo presentado en la figura 4 pone de relieve ciertos hechos fundamentales en el desarrollo de una fractura. La longitud crítica de grieta en que la pieza sufriría la rotura total se ha estimado en 0,360 y según la especificación inicial del avión la propagación de cualquier grieta debe producirse en más de 6.000 horas. Con el diseño original de la cuaderna, ante la presencia de una grieta de fabricación o de utilización de un tamaño mínimo, no hubiera soportado más de 2.000 horas de vuelo, valor que fue confirmado experimentalmente por pruebas de fatiga. El rediseño de la pieza ha hecho que la propagación de la grieta desde 0.012 a 0.360 se produzca en 6.000 horas. Un efecto a tener en cuenta es la detectabilidad del daño; por ejemplo, utilizando el método de ensayos no destructivos por líquidos penetrantes fluorescentes se ha estimado que el tamaño de la grieta debe ser de 0.10 pulgadas, donde la capacidad del método es mejor. En el ejemplo que se viene siguiendo la propagación de 0.10 a 0.36 se produce en solamente 800 horas de vuelo, lo que muestra la relación acusada entre tipo y tiempos de inspección por una parte y propagación de grietas por otra. En la figura 5 se ve para el mismo caso citado anteriormente del avión T-6, una grieta detectada por líquidos penetrantes en una hélice en la fase de crecimiento.

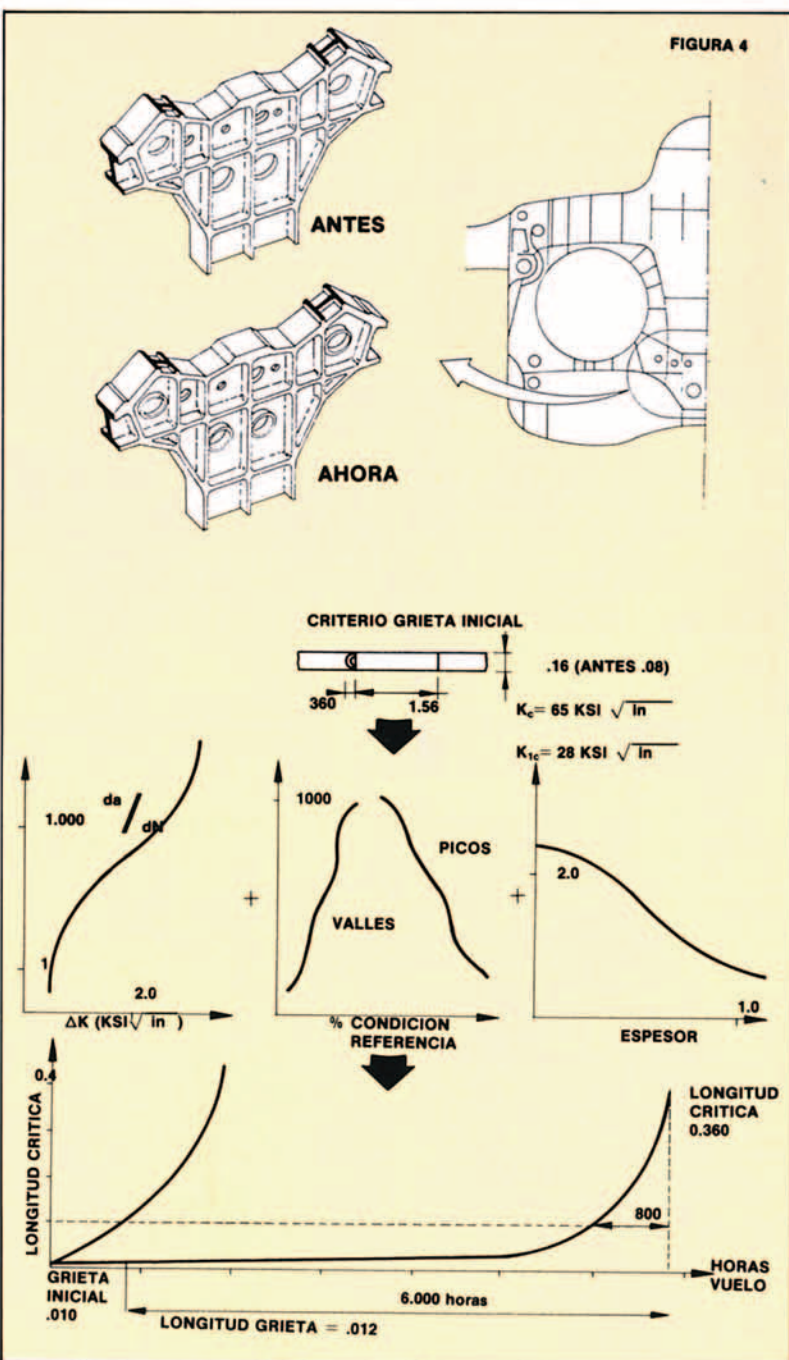


FIGURA 4

CRITERIOS DE DISEÑO ESTRUCTURAL

PARA la especificación y diseño de un avión son necesarios los datos de utilización prevista; el seguimiento preciso y evaluación de lo que están haciendo aviones semejantes es la base para la obtención de datos. Este mismo seguimiento sirve para verificar o actualizar las hipótesis hechas en el cálculo de vida a fatiga

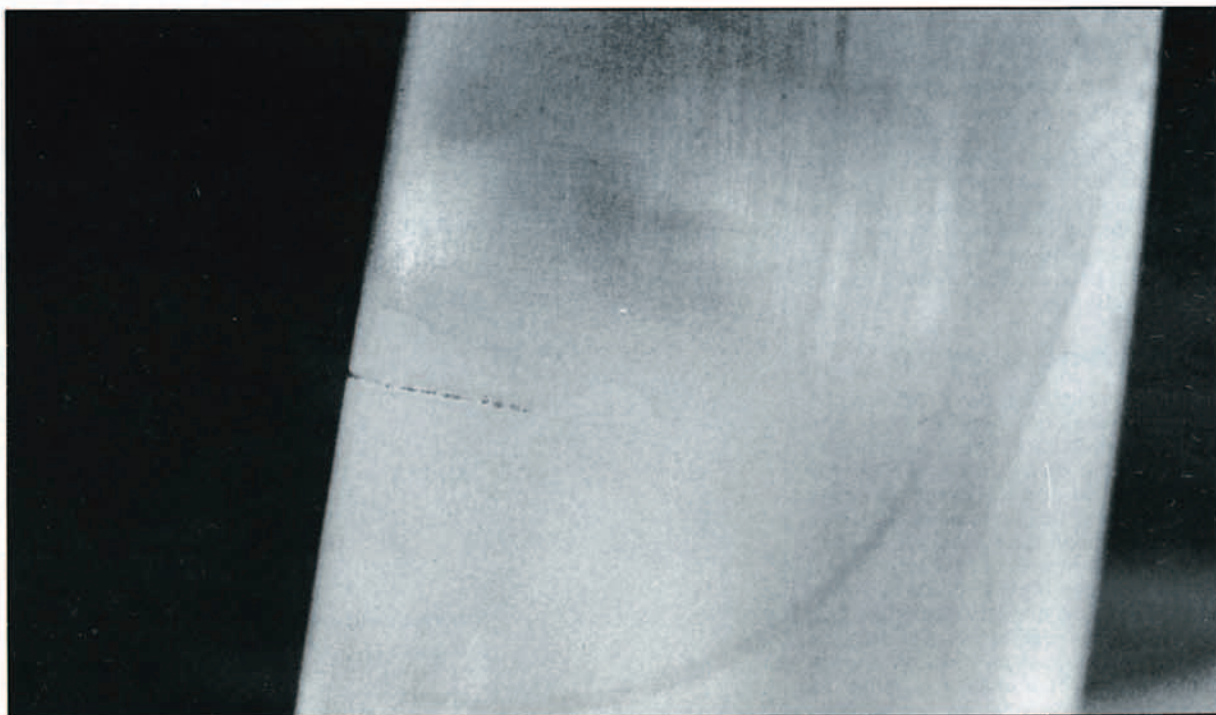
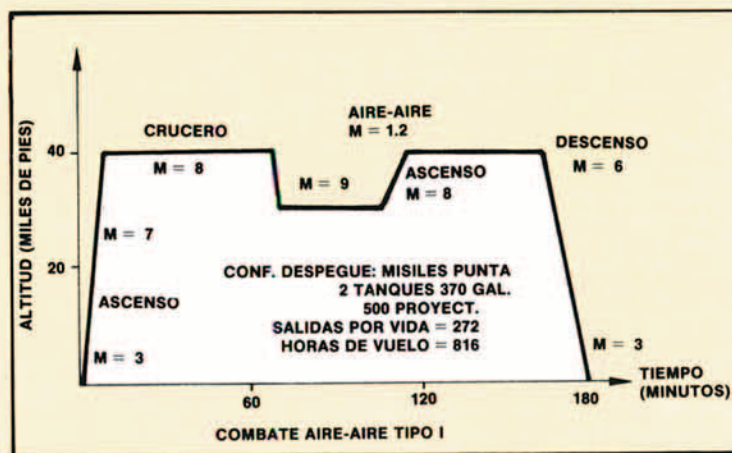


Figura 5

ya que las cargas que se producirán realmente en vuelo son diferentes las de diseño. Por ejemplo, la U.S. Navy ha encontrado mediante un sistema fotográfico que el F-4 tiene unas velocidades de aproximación y descenso mayores según el avión va envejeciendo, lo que hace reconsiderar las hipótesis efectuadas en el cálculo a fatiga del avión.

El criterio de diseño a fatiga estipula los requisitos que se dan valorados en la figura 6. De esta relación y con los datos que se indican posteriormente se obtienen por métodos de simulación un espectro de vuelos del avión, que nos indica las cargas que sufrirá el avión, y sus piezas estructuralmente más importantes, en una hoja de papel o listado de ordenador, durante su vida. Para esta generación de vuelos, denominado espectro de vuelos, se utiliza como herramienta básica la teoría de ruido aleatorio, procedente de la automática y electrónica.

El espectro de excedencias en factor de carga es la base para el diseño del ala, alerón, flaps, lex y la mayor parte de la estructura del fuselaje. Estas curvas en picos y valles nos indican que, por ejemplo, el factor de carga 8 se excederá 500 veces. La generación de un espectro, vuelo por vuelo, requiere que las cargas en tierra sean añadidas entre vuelos; también se deben añadir las tomas de tierra según la distribución que parcialmente se indica en la figura 6. Dado que esta utilización es para aviones embarcados, aquí se produce una diferencia



CRITERIOS DISEÑO FATIGA

HORAS VUELO	6.000
CICLOS	5.000
RODAJES	
CATAPULTAS	
TOMAS (1)	3.000
(2)	3.000
(3)	2.300

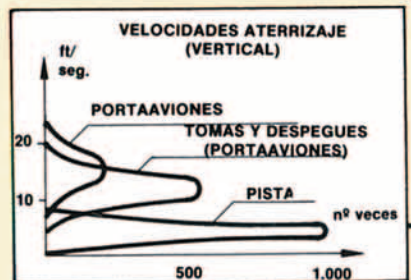


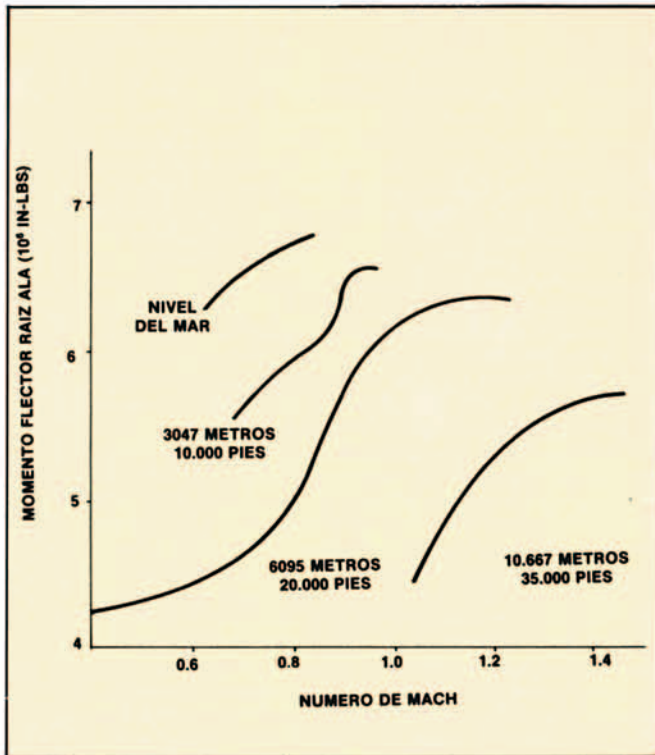
Figura 6

clara para aviones utilizados en otro ambiente operativo.

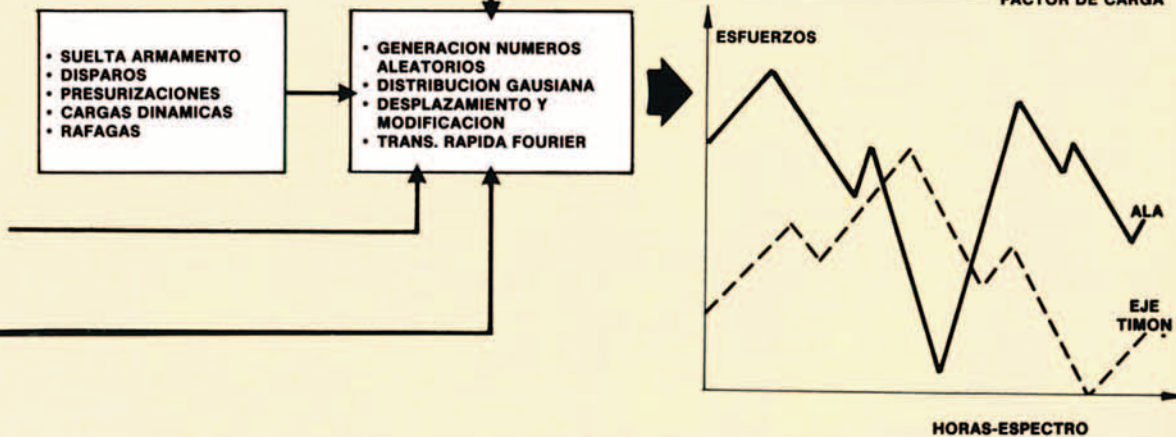
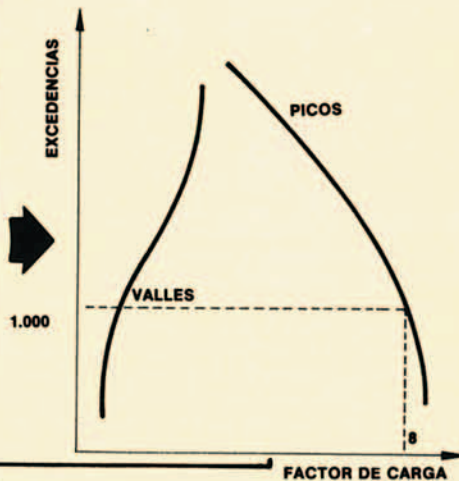
Otros efectos a tener en cuenta son las maniobras asimétricas (básicas para el diseño del fuselaje posterior, cola vertical y horizontal y alerón), cargas inducidas dinámicamente, espectro de catapultas, sueltas de armamento y cargas por turbulencia. Todos estos efectos, medidos en una "coctelera" de simulación con su peso relativo dan un espectro de vuelo digitalizado para los diferentes componentes del avión. La escala horizontal son las horas-espectro o ciclos, fundamentales para el desarrollo de toda la teoría y práctica de fatiga.

SEGUIMIENTO A FATIGA DEL EF-18

EL seguimiento individualizado de aviones en cuanto al estado de vida a fatiga ha estado basado, principalmente y hasta fechas recientes, en acelerómetros contadores aunque este sistema no da una medida directa de los efectos de altitud y velocidad, especialmente en los aviones modernos. Por ejemplo, el momento flector en la raíz del ala está profundamente afectado por los efectos de altitud y velocidad, además de los efectos de factor de carga, como se indica en la figura 7. Este hecho y las facilidades dadas por la electrónica actualmente, han dado origen a los registradores multiparamétricos, como el del EF-18. Otras naciones, como Australia,



FACTOR CARGA	ASCENSO	CRUCERO	AIRE-TIERRA	AIRE-AIRE
1.25			81.962	289.414
1.75			74.511	232.943
2.25			59.609	190.590
2.75			44.707	148.237
3.25			30.550	112.943
3.75			19.001	84.707
8.75			1	338
9.25				162
9.75				77

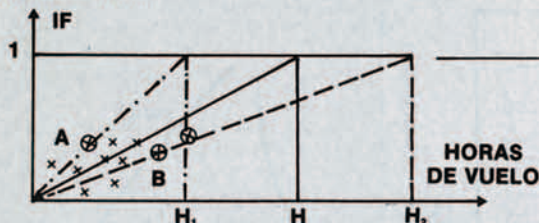


UTILIZACIÓN DE LA FLOTA DESDE EL PUNTO DE VISTA DE FATIGA DEL MATERIAL: OPTIMIZAR PARA UN ECONOMICO USO DEL POTENCIAL DISPONIBLE

La vida potencial de la estructura de un sistema de armas está fijada por su índice de fatiga (IF), éste representa el porcentaje de vida estructural consumida en relación con la establecida en los ensayos de fatiga. Normalmente se hace corresponder el valor de la unidad (1) cuando el IF ha alcanzado el 100% de su potencial disponible. Los ensayos tienen como objeto certificar la estructura de la aeronave para alcanzar un número determinado de horas de vuelo en función de un espectro de utilización ensayado. Este enfoque significa que un aeroplano utilizado exactamente según el espectro de ensayos alcanzará el número de horas de vuelo certificado, si la utilización es más exigente el IF se alcanzará antes o, por el contrario, si el aeroplano se ha utilizado de forma más suave, el IF se alcanzará más allá del número de horas ensayado.

Para una estructura ensayada a fatiga, el número de horas de vuelo permitidas van íntimamente ligadas al espectro de utilización. El límite real de uso de la aeronave está en el IF, cuando éste alcance el valor de la unidad no será posible la utilización posterior de ésta sin ensayos adicionales.

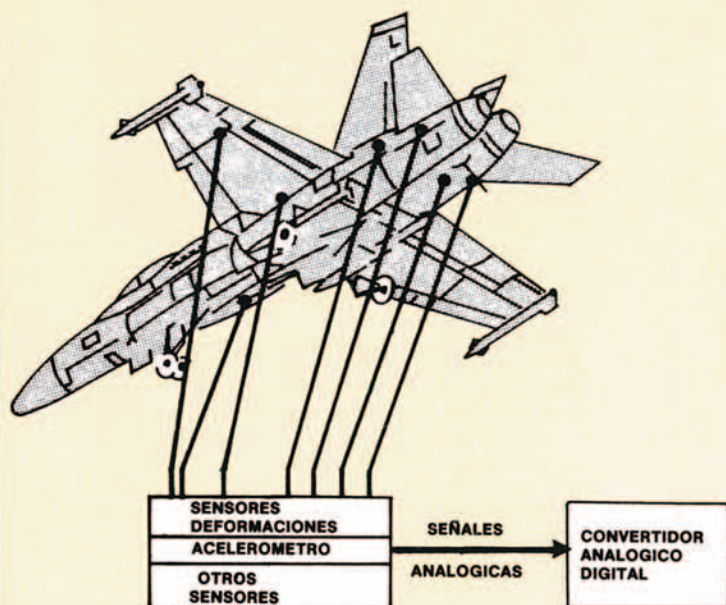
Durante su vida operativa, un aeroplano es utilizado en diversidad de misiones, cada una tiene una influencia distinta en la vida de fatiga de la estructura. Una misión aire/aire será distinta (es aventurado asegurar que sea más o menos exigente) a una de interdicción. Disponer de datos sobre el tipo de misiones y su influencia sobre el IF es esencial para conseguir una económica utilización de la flota.



Efectuando una representación gráfica del IF en función de las horas de vuelo para cada avión de la flota podríamos tener una situación típica como la indicada en la figura. La flota, utilizando valores medios, alcanzará su vida de fatiga ($IF = 1$) a las H horas de vuelo. Si estudiamos cada caso en particular ocurre que el avión A agotará su vida con un número de horas de vuelo sensiblemente inferior al de la media (H): caso contrario al avión B. Si queremos que ambos alcancen el nivel medio (H) será necesario emplear el avión A en aquellas misiones que, después de un análisis efectuado por las misiones realizadas por B, han supuesto una menor repercusión en el IF: de forma análoga habrá que proceder con el avión B. Resulta así necesario tomar dos acciones: primero codificar adecuadamente las misiones que realiza la aeronave y, segundo, correlacionar misiones tipo e índices de fatiga.

Gestionando adecuadamente la flota evitaremos bajas prematuras del material por haber agotado su índice de fatiga. No se trata de que las unidades modifiquen sus misiones sino de conocer adecuadamente cómo influyen estas en el IF de la estructura. Es evidente que con una buena gestión de la flota podemos conseguir que todos los aviones alcancen un número similar de horas (H) antes de agotar su IF: pero si éste potencial es insuficiente (p.e. no se alcanzan los años de utilización previstos) sólo caben dos alternativas: modificar las misiones asignadas o efectuar ensayos de fatiga adicionales.

FIGURA 8



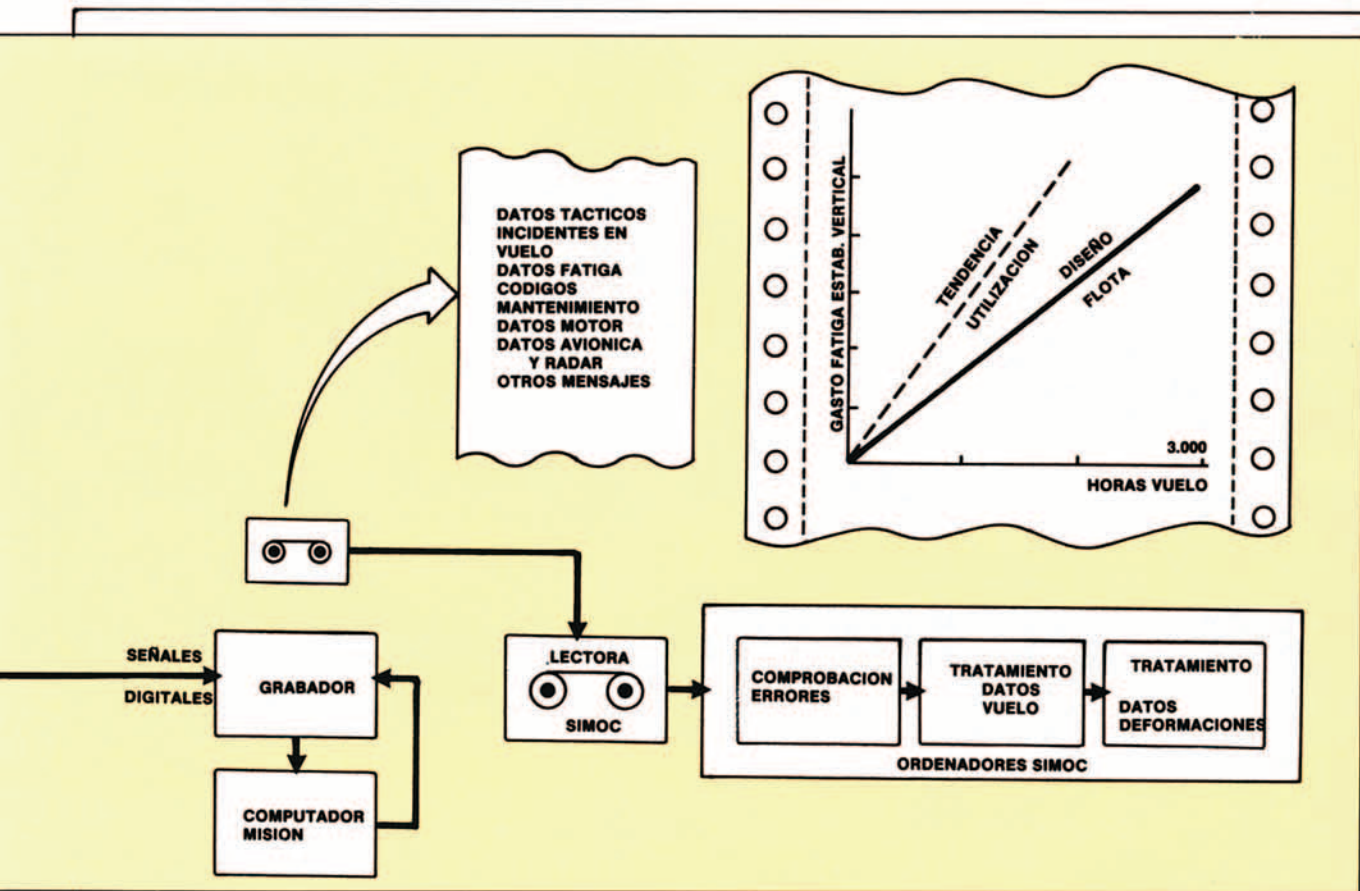
montan en aviones Mirage III, F-111 y Hércules un sistema parecido y propio.

Las pruebas, modificaciones e ingeniería necesarios para conservar en servicio aviones más allá de los límites autorizados es otra de las razones que han dado lugar a tomar medidas reales en vuelo para rebajar, significativamente, los costes del ciclo de vida de un sistema. Una aplicación de estos conceptos por la U.S. Navy ha permitido la extensión de la vida de los aviones A-3 de 3.000 a 18.000 horas de vuelo.

El programa de seguimiento de la flota de EF-18 utiliza un registrador a bordo de cada avión para almacenar medidas de deformaciones y parámetros de vuelo a fin de calcular, posteriormente en los ordenadores del SIMOC el daño acumulativo por fatiga a cada avión. En cada uno de los siete puntos indicados en la figura 8, está colocado un sensor de deformaciones primario y otro de reserva, que junto con los parámetros de vuelo se graban bajo órdenes del computador de misión en la cinta del registrador sobre el avión, una vez corregidos por efectos térmicos.

El Computador de Misión evalúa las lecturas 10 veces por segundo y siente cambios significativos en deformaciones y aceleración normal. Para limitar la cantidad de datos registrados sólo se graban los significativos estructuralmente. La cinta, que no se dañaría en caso de accidente, se extrae periódicamente del avión, se carga en el SIMOC, se borra y se vuelve a introducir en el avión.

En el SIMOC los datos leídos pasan por diversas fases, siendo la primera la de comprobación de errores. Esta fase tiene dos subfases, una primera en que se hace una comprobación simple de que el combustible, la altura y el resto de parámetros de vuelo están dentro



de unos límites previamente establecidos, y una segunda en que se comprueba que las deformaciones grabadas se corresponden dentro de unos límites a los que se calculan por unas fórmulas. Estas fórmulas son función de los diversos parámetros de vuelo y cargas externas que lleve el avión, obtenidas ajustando datos reales de vuelo por un programa de regresión lineal en función de diversos parámetros significativos.

Dado que la cinta tiene una capacidad de almacenamiento finita y que el coste del seguimiento de fatiga es proporcional a la cantidad de datos procesados es necesario minimizar la cantidad de deformaciones grabadas. Los análisis de truncación se efectúan con los mismos datos reales de vuelo y el algoritmo obtenido se aplica por el computador de misión, sin sobrepasar un 5% de error en el cálculo del daño. En esta misma fase se obtiene qué sensores están funcionando incorrectamente.

Una vez filtrados los datos de fatiga se procede a realizar un tratamiento de los datos de vuelo en que se obtienen perfiles de misión, tablas de factores de carga, curvas de excedencia, etc., que además de servir para comprobar la utilización del avión, se puede utilizar para la especificación de nuevos aviones con un ambiente operativo similar al del EF-18 (ver la figura 6).

La parte más importante del programa de fatiga es la correspondiente al tratamiento de los datos de deformaciones obtenidas en vuelo. este módulo del programa calcula los índices de fatiga en las posiciones citadas anteriormente y actualiza la base de datos con estos índices. Para cada posición en la estructura el programa selecciona los datos de tipo de material y las diferentes deformaciones grabadas para esa posición, y siguiendo el procedimiento general indicado previamente para vida de iniciación de grieta se calcula el índice de fatiga para la posición seleccionada. La última parte del programa nos da la presentación de datos y es la que puede exigir a la vista de los resultados la toma de decisiones sobre el cambio o modificación del conjunto que está gastando su vida a fatiga demasiado rápidamente, antes de que se produzca una rotura por fatiga de una parte estructural básica del avión. En la figura 8 se expone un ejemplo de gasto de vida a fatiga por encima de la de diseño.

Los componentes estructurales básicos del EF-18 se identifican y clasifican en dos categorías: críticos por rotura o por mantenimiento. Los primeros son aquellos cuyo fallo produciría una condición de seguridad en vuelo; los segundos son aquellos cuyo fallo tendría un impacto significativo desde el punto de vista de operaciones, mantenimiento o costo. Estos componentes tienen un tratamiento especial en cuanto a material y requisitos de inspección no destructiva. Como la fatiga ha sido un concepto tenido en cuenta desde la concepción del avión, el daño a la estructura o la reparación de ese daño exigen tener en cuenta tanto la intensidad de la carga como la sensibilidad relativa del área en fatiga para estimar la seriedad del daño. En los manuales de reparación estructural los componentes se han clasificado por estos dos conceptos, y en ausencia de una información más precisa se puede utilizar esta información para diseñar reparaciones; esta forma de actuar será la más conservadora. En general para una reparación adecuada será necesario conocer los esfuerzos de diseño, factores de concentración de esfuerzos, y las curvas de fatiga del material lo que cerrará el ciclo (mantenimiento-diseño) de vida del avión. ■