

Estado tecnológico actual y perspectivas futuras de la estructura del EFA

EDUARDO SANCHIZ GARROTE

Ingeniero Aeronáutico

Dpto. de Estructuras y Materiales. INTA

JESUS LOBERA

Teniente Coronel (I.A.)

INTRODUCCION

Hace aproximadamente cuatro años, la Revista Aeronáutica publicó un dossier sobre el avión EFA donde el Tte. Coronel (I.A.) D. Félix Ramos Alonso incluyó una reseña tecnológica del mismo y que contemplaba aspectos relacionados con la estructura del avión.

Hoy, dos años después, iniciada la Fase de Desarrollo, vamos a repasar brevemente el estado tecnológico actual y las perspectivas futuras de los temas referentes tanto a la estructura como a los materiales del EFA.

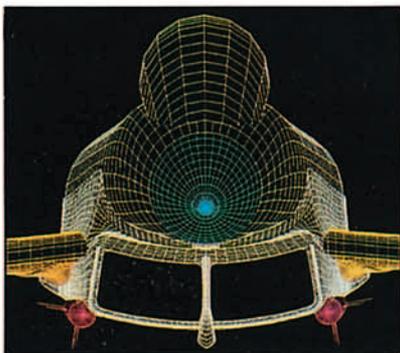
El INTA, por encargo de la DGAM, a través de su Dpto. de Estructuras y Materiales ha estado presente desde el inicio de la Fase de Definición con el Grupo de Integridad Estructural (SIG) establecido por el BOD (Comité de Dirección del Programa EFA) a fin de establecer requisitos comunes y aceptados por las cuatro naciones cara a la certificación y cualificación estructural del avión.

Dicho Grupo ha cambiado recientemente su denominación de acuerdo con la nueva organización de Grupos y competencias establecidas por NEFMA para la

Fase de Desarrollo de manera que hoy es denominado SMG (Structure & Mass Group) e incluye, además de las tareas que tenía asignadas anteriormente todas las relacionadas con las variaciones de masa del avión.

En este período de tiempo han sido estudiados y debatidos entre las Naciones y entre estas y las Industrias implicadas numerosos aspectos estructurales y másicos y que intentaremos resumir resaltando como más importantes los cuatro siguientes:

- Certificación Estructural
- Mantenimiento
- Supervisión de Fatiga Estructural
- Materiales



Las técnicas de diseño (CAD/CAM) asistido por ordenador han sido ampliamente utilizadas en el EFA.

A continuación se presenta el estado actual de los mismos.

CERTIFICACION ESTRUCTURAL

De las cuatro naciones implicadas en el Programa, sólo una, el Reino Unido por tradición e idiosincrasia, dispone de una Norma de Certificación Estructural para aviones militares, denominada DEFENCE STANDARD 00-970, que no es otra cosa que la actualización y puesta al día de la "vieja" Norma Británica A.v.P-97, que sirvió de guía para la Certificación de gran número de aviones militares entre los cuales se encuentra el C.A.S.A. C-101 "Aviojet".

El resto de las naciones (a excepción del ya mencionado C-101) seguían primordialmente el procedimiento militar establecido en la Fuerza Aérea de los Estados Unidos de América, es decir usando como base la MIL-STD-1530 "Aircraft Structural Integrity Program Airplane Requirements" y la MIL-83444 "Airplane Damage Tolerance Requirements". Debido a que la Guía MIL-STD-1530 está basada en el concepto de Tolerancia al Daño y no a Vida Segura, esto es, sin requerimientos previamente programados de mantenimiento estructural, como se exige al EFA así como al hecho de que muchos capítulos de la británica DEFENCE STANDARD 00-970 no están aún editados, hizo necesario que las Naciones editasen su propia Guía aplicable al Programa y que bajo la denominación de "Structural Design and Test Requirements for EFA" documento SIWG 85/1 (de referencia obligada en la Especificación del Sistema de Armas) ha sido ampliamente debatida y actualizada a lo largo de las reuniones del Grupo. Conviene señalar en estas líneas, la no

muy favorable acogida y respuesta que dicha Guía ha recibido tanto por parte del EUROFIGH-TER GmbH como por las Empresas del consorcio.

MANTENIMIENTO

Asimismo debido a la filosofía de "Vida Segura" exigida al EFA, se produce un conflicto debido a los extraños pero previsibles daños estructurales que sufrirán los aviones durante su vida en servicio (prevista para 6.000 horas de vuelo a lo largo de 25 años) producidos principalmente por impactos de piedras, herramientas, pájaros y proyectiles, lo cual incide frontalmente con la definición del Plan de Mantenimiento Estructural que por principio debe ser reducido al mínimo posible.

Al igual que en el caso de Certificación, el procedimiento comúnmente aceptado en el mundo occidental y que se recoge en la MIL-STD-1834 "Reliability-Centered Maintenance for Aircraft, Engines and Equipment" deberá ser convenientemente adaptado a fin de hacerlo compatible con la filosofía de Vida Segura del EFA.

SUPERVISION DE FATIGA ESTRUCTURAL

Consiste básicamente, en establecer mediante medidas reales

en vuelo, el daño por fatiga que acumulan las distintas partes de la estructura.

Este es un avance importante ya que dicho daño no puede establecerse sino mediante complicados algoritmos matemáticos, y no experimentalmente ya que cuando se manifiesta el daño es cuando la estructura o elemento estructural ya ha "fallado" puesto que los síntomas coinciden con la aparición de grietas que pueden propagarse rápidamente.

En este tema hay claramente un empate entre las Naciones. Por un lado están la RFA e Italia que optan por el Método Paramétrico, es decir, medir cada pocos segundos determinados parámetros del vuelo tales como velocidad, velocidades y aceleraciones angulares, ángulos, etc. y a partir de ellos calcular las cargas sobre el avión para posteriormente evaluar mediante dichas cargas "experimentales" y un modelo de elementos finitos teórico de la estructura del avión implementado en un computador embarcado, el daño en fatiga acumulado por la misma y predecir los fallos con anticipación suficiente.

Por el contrario, el Reino Unido y España prefieren el Método Extensométrico o de lectura directa de las deformaciones producidas en diferentes puntos estructuralmente vitales (como p.e. los herrajes de unión ala/fuselaje) mediante extensímetros o galgas extensométricas.

La razón fundamental por la cual España optó por este método fue la confianza en el sistema



de funcionamiento análogo que equipa a nuestros EF-18 y que consiste en siete puntos de lectura extensiométrica con doble extensímetro (a fin de no perder información por el fallo fortuito de uno de ellos) y un acelerómetro que mide aceleraciones verticales. En el caso del EF-18 procesado de la información se realiza en tierra ya que el algoritmo de cálculo empleado es bastante mas complejo que el propuesto

La estructura del EFA ha sido diseñada según criterios de "vida segura" para 6000 MDV con un espectro de utilización definido.

para el EFA y por lo tanto requiere un computador de mayor capacidad y por lo tanto no factible para su instalado a bordo.

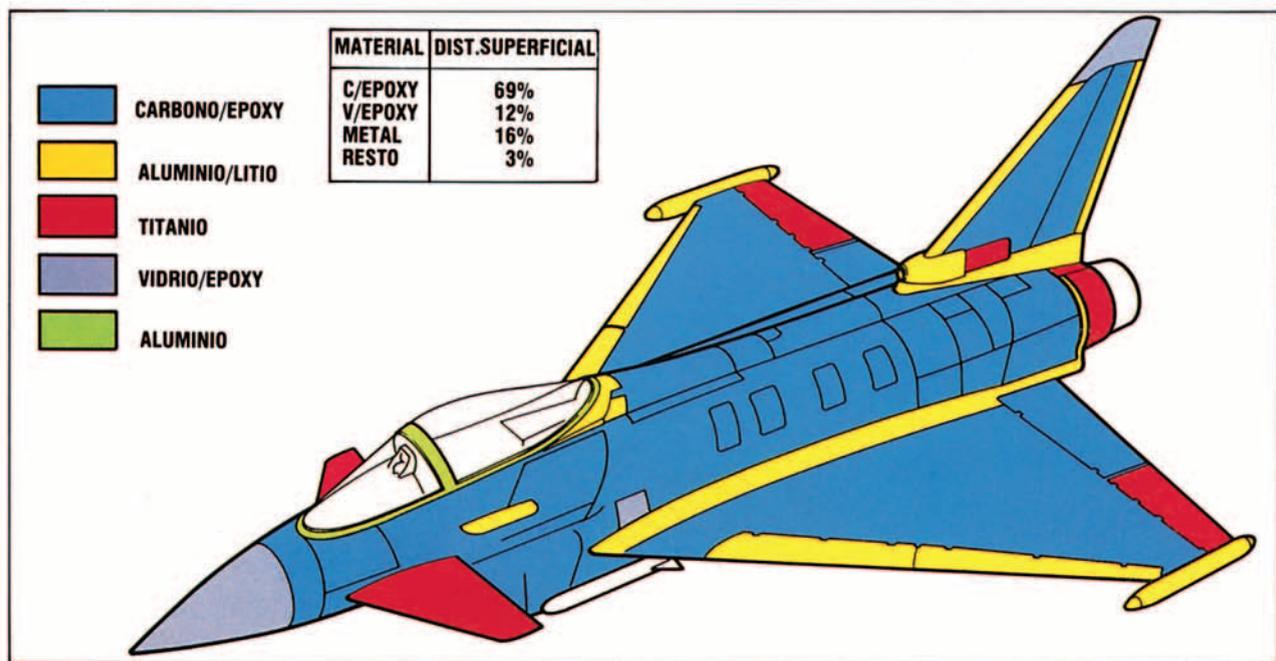
MATERIALES

En cuanto a los materiales estructurales considerados en el diseño del EFA (ver figura 1) se deben reseñar las siguientes modificaciones respecto de anteriores configuraciones:

- * Se han eliminado las aleaciones de Magnesio previstas para utilizaciones especiales (como el contorno de la cúpula transparente) en favor de Aluminio de baja aleación a fin de evitar los graves problemas de corrosión y erosión asociados al uso de dichas aleaciones.
- * Se espera que los elementos estructurales gruesos de aleación de aluminio inicialmente pensados para Aluminio/Litio deberán ser sustituidos por los tradicionales de Aluminio/Zinc durante la Fase de Desarrollo (y posible-

mente durante los primeros lotes de serie) debido fundamentalmente a retrasos en el desarrollo de chapones para mecanizados por parte de las grandes compañías occidentales del aluminio. Esto supondrá un importante aumento de peso estructural del





avión (del orden de 200 kilogramos).

* Se espera, sin embargo, poder poner a punto la tecnología de "soldadura por difusión" y de "conformado superplástico" con las aleaciones de Titanio. Un ejemplo de ello es el reciente cambio producido en el diseño del plano delantero ("carnard") que originalmente estaba previsto fabricar mediante un panel sandwich con núcleo "NO-MEX", con recubrimientos en fibra de carbono/epoxy y bordes de aluminio/litio.

* En cuanto a los Materiales Compuestos, para estructura primaria, tras un amplio programa de calificación y selección de materiales candidatos que saturó a los departamentos de I+D de las Industrias miembros del consorcio, ya se ha definido el sistema a emplear en los elementos de fibra de carbono, habiendo recaído la elección en la combinación de fibras T800 (EnKa) con la resina epoxy 5245C (Narmco-BASF). Dichas fibras presentan un gran avance respecto de las empleadas hasta ahora.

* El resto de sistemas de materiales compuestos de aplicación en

estructuras secundarias (fibras de vidrio y Kevlar) y materiales auxiliares (adhesivos) aún está en período de evaluación y/o selección.

CONSIDERACIONES FINALES

No queremos dejar en el lector, la sensación de duda acerca de la consecución de un producto final que responda a las expectativas de-

positadas en el programa EFA.

Cierto es, que han existido, existen y existirán problemas tecnológicos estructurales conforme avanza el Programa; principalmente aquellos relacionados con la aplicación de nuevas tecnologías. Pero no obstante, confiamos en que la creciente cooperación y entendimiento entre las Naciones e Industrias involucradas den como resultado un avión de la calidad estructural esperada por todos. ■



Las tecnologías de conformado superplástico y soldadura por difusión han alcanzado, con el EFA, su madurez.