

Reseña Tecnológica del EFA

FELIX RAMOS ALONSO,
Comandante de Aviación

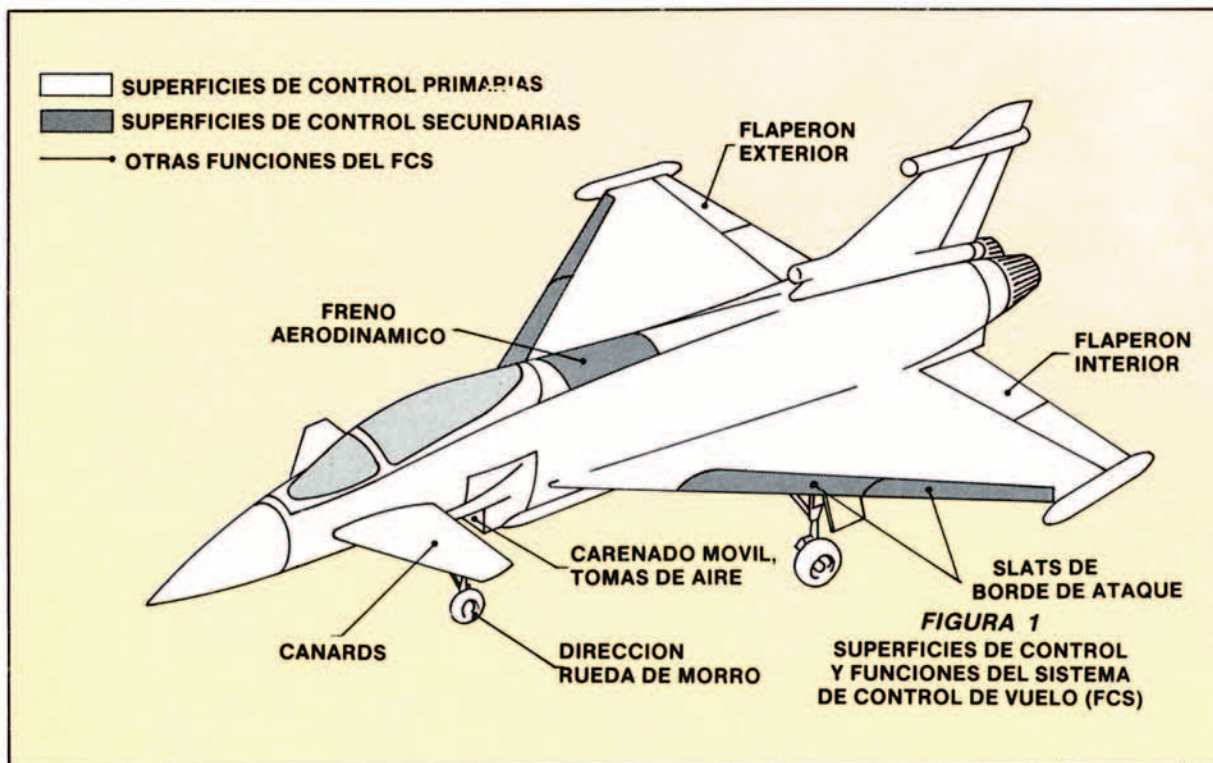
INTRODUCCION

EL propósito de las líneas que siguen es facilitar una visión general de lo que es el EFA desde el punto de vista tecnológico. Bajo esta óptica se hace una descripción general del sistema, deteniéndose en algunos aspectos que pueden ser calificados de "innovaciones" en relación con las soluciones que aportan los sistemas de armas actualmente en nuestro inventario.

En la exposición se tratan separadamente la célula, en sus dos facetas aerodinámica y estructural, el grupo motopropulsor y los sistemas generales en los que no se incluye la aviónica ya que su relevante peso específico, tanto en términos operativos como económicos (más del 30% del coste del avión de producción), justifica un artículo independiente.

El lector probablemente se interrogará sobre la escasez de contenido de datos que se evidencia a lo largo del artículo. Esto responde a dos circunstancias. En primer lugar la información hasta ahora generada por el programa está en su mayor parte sujeta a diversos grados de clasificación, correspondiendo los más altos a aquella que involucra soluciones técnicas concretas y/o datos numéricos específicos. La segunda razón estriba en el hecho de que todos los aspectos cuantitativos que hasta ahora se manejan (actuaciones, rendimientos, alcances, empujes, etc.) están basados en experiencias previas similares, modelos de simulación, ensayos en túnel, exploraciones de mercado, etc. La confirmación de si los valores inicialmente estimados van o no a conseguirse, corresponde a la fase de desarrollo del programa en la que se establecerán los parámetros definitivos.

Uno de los condicionantes más significativos del EFA ha sido el requisito exigido por las cuatro naciones participantes de minimizar los riesgos de su desarrollo (tiempo y costes) mediante la utilización de tecnologías demostradas y garantizadas. Esto indudablemente nos llevará a un producto que si no "revolucionario", si podrá ser magníficamente competitivo en términos de fiabilidad y costes de explotación (aspectos estos a los que se les está dedicando una muy particular atención), reuniendo simultáneamente unas destacadas cualidades operativas.



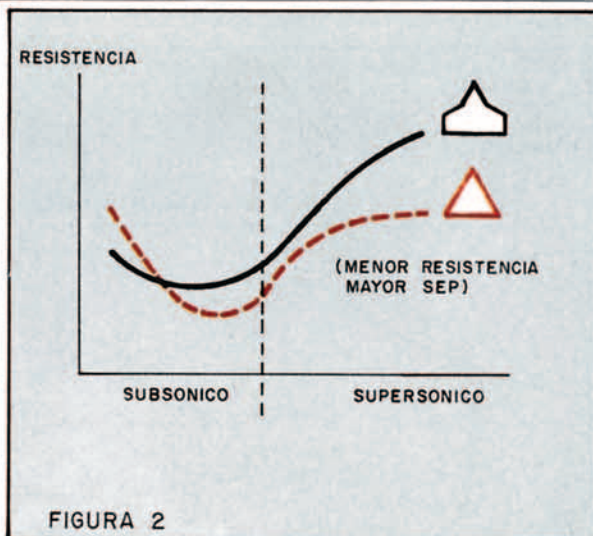


FIGURA 2

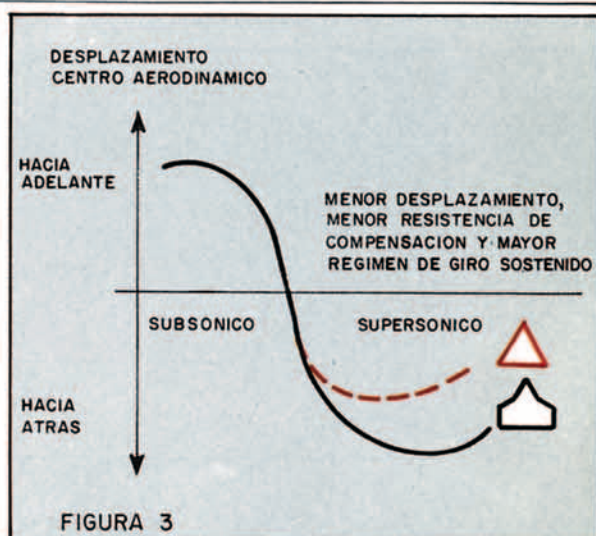


FIGURA 3

CELULA

Configuración, Aerodinámica y Control

El concepto aerodinámico del EFA (Figura 1) responde a una configuración de ala delta (50°) provista de "slats" de borde de ataque (dos tramos en cada semiala) y "flaperones" en el borde de salida (dos tramos en cada semiala). La responsabilidad de la sustentación y el control se comparte con dos "canards" delanteros, situados por debajo de una cabina tipo burbuja, que pueden moverse simétricamente entre amplios límites, y con una deriva vertical posterior constituida por una parte fija y una parte móvil. En el extremo de cada semiala hay un "pod" que aloja parte de los equipos de guerra electrónica y que además produce un efecto favorable en el comportamiento del ala.

Las superficies de control mencionadas se complementan con un freno aerodinámico situado en el dorso del fuselaje inmediatamente detrás de la cabina y un carenado móvil (el que constituye la parte inferior de las tomas de aire) que optimiza el flujo de admisión a los motores en función de las condiciones de vuelo en cada momento (altitud, número de Mach, actitud del avión, etc.).

Las tomas de aire están situadas en la parte inferior del fuselaje, no integradas en él, y pueden ser descritas como una entrada única en la que se ha puesto un separador central (splitter) que independiza el flujo a cada uno de los motores.

El tren de aterrizaje es convencional, estando articulado el principal en alas (retracción hacia el fuselaje) y el de morro en la parte inferior de las tomas de aire (retracción hacia atrás).

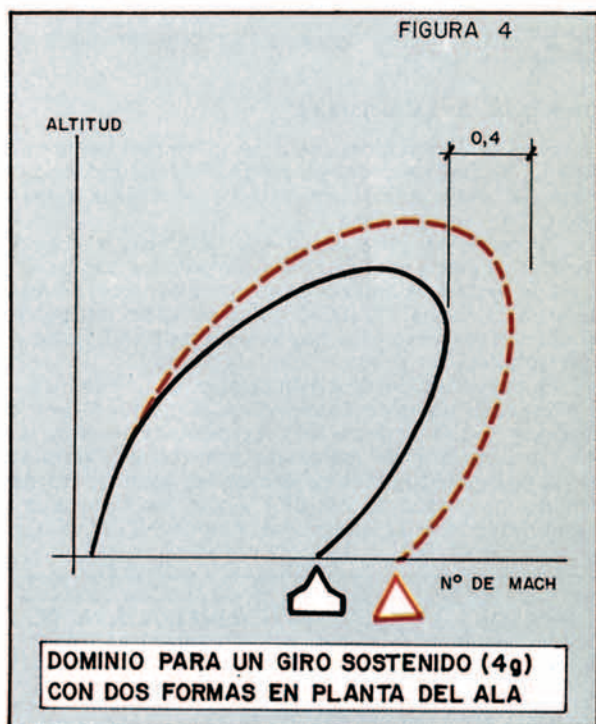
La plataforma responde en su comportamiento al concepto de inestabilidad estática, conocido por los lectores y descrito ya en esta publicación.

Consecuentemente está dotada de un sistema de control de vuelo (Flight Control System) cuatro veces redundante (consideraciones de seguridad en vuelo), que envía señales eléctricas digitales (fly by wire) a los actuadores hidráulicos de las superficies de control aerodinámico. La excitación de los actuadores es doblemente redundante. Las señales enviadas tienen la función de mantener artificialmente la estabilidad y hacer que la plataforma evolucione con arreglo a las acciones del piloto sobre los mandos de vuelo.

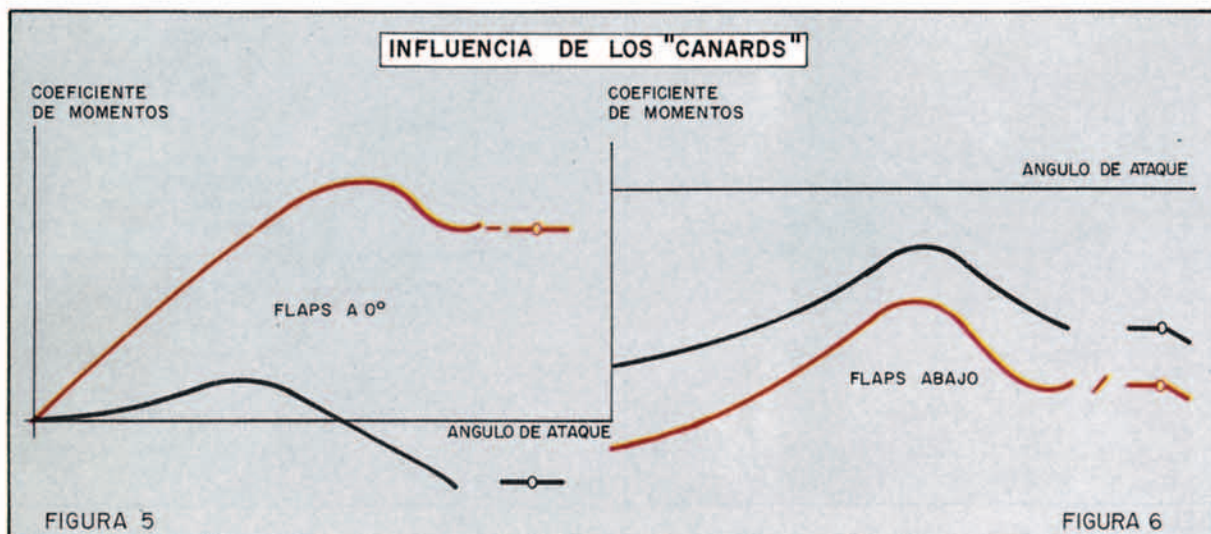
La adopción de las soluciones apuntadas en los párrafos anteriores es consistente con los resultados obtenidos en ensayos y estudios analíticos y está ilustrada en las Figuras 2 a 8.

Las Figuras 2, 3 y 4 muestran el mejor comportamiento aerodinámico del ala delta en relación a la forma en planta inicialmente seleccionada para el EFA. Sería necesario añadir algunos argumentos que refuerzan su selección como es el hecho de que el control de cabeceo resulta mejorado al ser mayor la cuerda aerodinámica y en consecuencia el momento ejercido por la actuación de las superficies de mando. Bajo otros puntos de vista habría que decir que el peso específico (peso/área), eficacia volumétrica (combustible interno) y disponibilidad de transporte de cargas externas, resultan más favorables en la solución ala delta.

En las Figuras 5, 6, 7 y 8 se muestra la influencia positiva de los "canards" en relación a una serie de parámetros relevantes como son el coeficiente de momentos y la sustentación.



DOMINIO PARA UN GIRO SOSTENIDO ($4g$)
CON DOS FORMAS EN PLANTA DEL ALA



En la Figura 9 se representa un esquema de las tomas de aire y se indican las ventajas más significativas de esta disposición.

Características Estructurales

El diseño estructural del EFA discrimina entre componentes afectados por las limitaciones que impone el sistema de control de vuelo (Flight Control System) y componentes que no están influenciados por estas restricciones. Ambos tipos son tratados de distinta forma en lo que al factor de carga última se refiere, siendo este inferior en el primer caso.

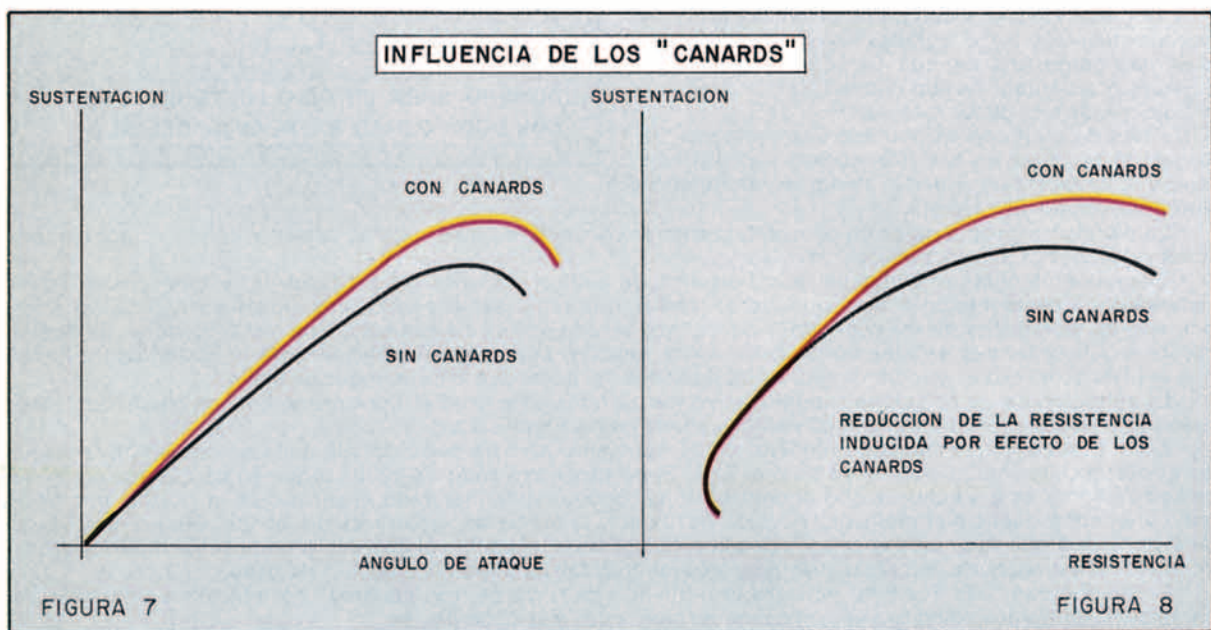
En términos generales puede decirse que el EFA será un avión de la clase Mach 2 y podrá superar los factores de carga (g's) máximos compatibles con las limitaciones fisiológicas de sus pilotos.

Los requisitos anteriores se combinan con un diseño capaz de superar una vida en servicio (bajo el punto de vista de fatiga) de 6.000 horas de vuelo, asumiendo un espectro de factores de carga (g's) alcanzados o excedidos más enérgico que el adoptado (e incluso experimentado) en aviones en servicio de características comparables.

La estructura del EFA está calculada además para una vida en servicio de 25 años.

Especial atención merecen en el diseño el tren de aterrizaje y elementos asociados, en particular en la versión de entrenamiento (20% aproximadamente de la producción total).

La utilización de materiales avanzados (Figura 10) es la clave que permite conseguir las características estructurales requeridas dentro de las limitaciones de peso impuestas por las naciones participantes. En este sentido las "estrellas" del EFA serían los materiales compuestos tales como la fibra de carbono/epoxy, los superplásticos y las aleaciones Aluminio/Litio (Figura 10). Como es conocido este tipo de materiales tiene



entre otras ventajas la de ofrecer significativas reducciones de peso con referencia a elementos de resistencia mecánica análogos construidos a base de aleaciones de aluminio convencionales.

En el diseño y fabricación del EFA se hará una utilización exhaustiva de las técnicas CAD y CAM.

SISTEMAS GENERALES

El diseño del EFA está estructurado, de forma convencional, en una serie de sistemas que corresponden a responsabilidades funcionales fácilmente identificables aunque no completamente independientes.

Estos sistemas son los siguientes:

- Control de Utilidades.
- Tren de Aterrizaje.
- Control de Vuelo.
- Hidráulico.
- Asiento Lanzable.
- Oxígeno y Control Equipo Anti-g.
- Combustible.
- Generación de Energía Eléctrica.
- Energía Secundaria.
- Detección y Protección contra el Hielo.
- Iluminación Exterior.
- Control Ambiental.

Algunos de los objetivos perseguidos en la concepción de estos sistemas y que son, por otra parte, comunes a muchos de ellos, constituyen también, en cierto modo, características destacadas y peculiares del EFA, como son su capacidad de operación autónoma minimizando la servidumbre de las ayudas y equipos de tierra y la gran importancia atribuida a los conceptos de fiabilidad y vulnerabilidad.

Nos detendremos a continuación en algunos de los sistemas más característicos.

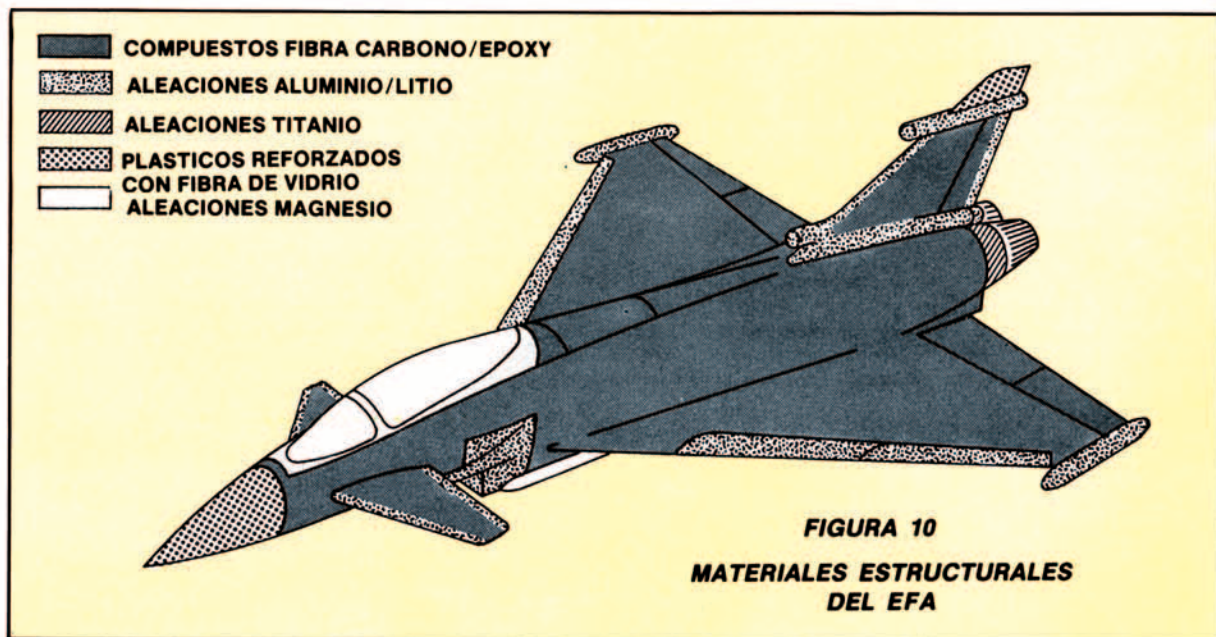
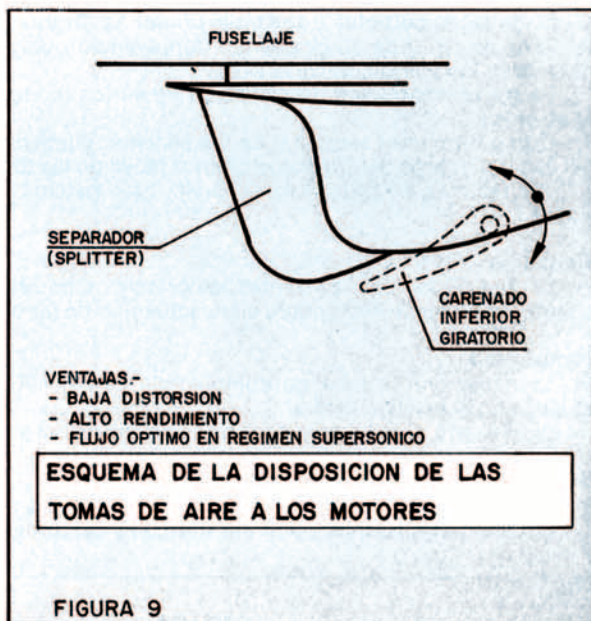
Control de Utilidades

Este sistema es en realidad el cerebro que gobierna y controla la actuación y estado del resto de los sistemas generales. Está constituido por una serie de computadores programados en ADA enlazados por medio de una barra de datos standard.

Facilita al piloto información sobre la situación del sistema de armas a través de los dispositivos de presentación de la cabina.

Control de Vuelo

Proporciona la estabilidad artificial necesaria para el control de la plataforma y asegura la transmisión al sistema hidráulico de las acciones del piloto sobre los mandos de vuelo. Estas dos funciones son realidades a



través de las superficies de mando primarias (Figura 1). Son también funciones de este sistema la limitación del valor de "g" y de su gradiente, la prevención de pérdidas y barrenas y el alivio de cargas producidas por maniobras (un cierto control activo).

Existe la posibilidad de selección de varios modos de pilotaje automático con la intervención del sistema de aviónica.

Como funciones secundarias del sistema, pueden citarse el control de la orientación de la rueda de morro y el accionamiento del carenado inferior móvil de las tomas de aire.

Por razones de seguridad en vuelo, este sistema es uno de los que disfruta de un mayor grado de inmunidad.

Hidráulico

Se han tenido muy presentes los principios de redundancia, "apantallado" y separación, especialmente en la parte del sistema involucrada en la actuación de las superficies primarias de control de vuelo.

Combustible

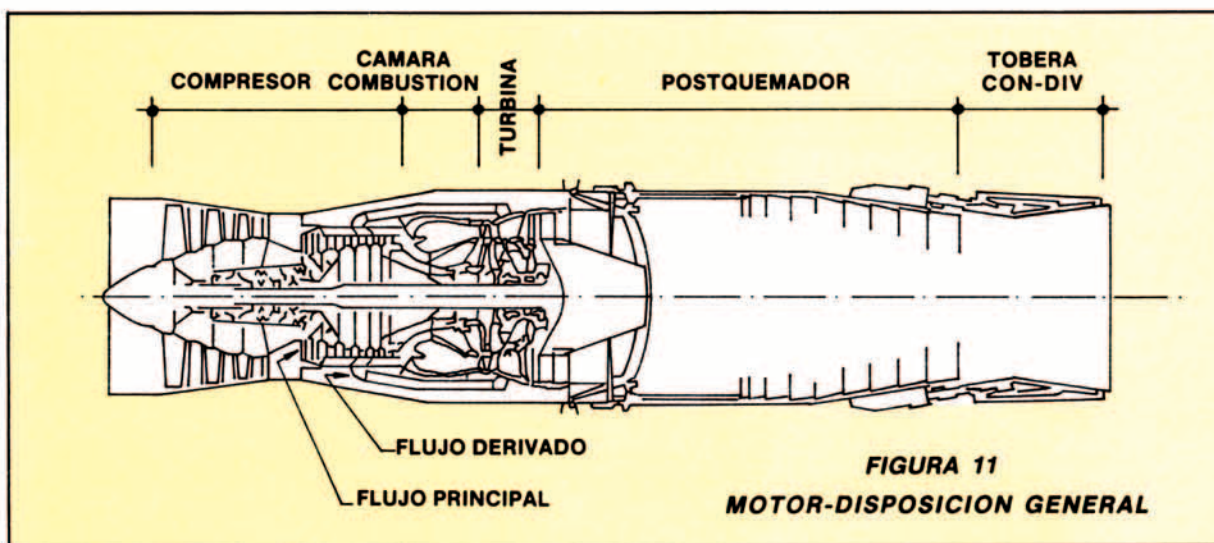
La capacidad interna de combustible es de 4.300 kg. distribuida en depósitos en las alas y colectores situados en el fuselaje central.

El EFA está dotado de la capacidad de ser reabastecido en vuelo.

Eléctrico

Sistema de dos generadores de frecuencia constante, dos generadores de corriente continua y batería.

Un solo generador de corriente alterna es capaz de atender la máxima demanda posible.



Energía Secundaria

El componente principal de este sistema es la Unidad de Potencia Auxiliar (APU) que opera con el mismo combustible que los motores y sirve, entre otras funciones, para el arranque de éstos.

Con motores parados, el APU es capaz de suministrar energía para, a través del resto de los sistemas, realizar las operaciones de autoverificación previas al vuelo, mantener en stand-by los sistemas y equipos esenciales, proporcionar acondicionamiento ambiental a la cabina y al compartimiento de aviónica, etc.

Control Ambiental

Su función consiste en facilitar el acondicionamiento de la cabina y la refrigeración de los equipos de aviónica.

Su cobertura nominal se extiende desde las zonas A1 a C1 definidas en el documento STANAG 2831 (exceptuando los extremos de las zonas límites), lo que equivale aproximadamente a temperaturas ambiente comprendidas entre -31°C y $+49^{\circ}\text{C}$.

GRUPO MOTOPROPULSOR

Posiblemente el grupo motopropulsor del EFA, que será objeto de un desarrollo paralelo, es uno de los puntos más notables de la plataforma.

Lo constituyen dos motores (Figura 11) cuyas características principales son:

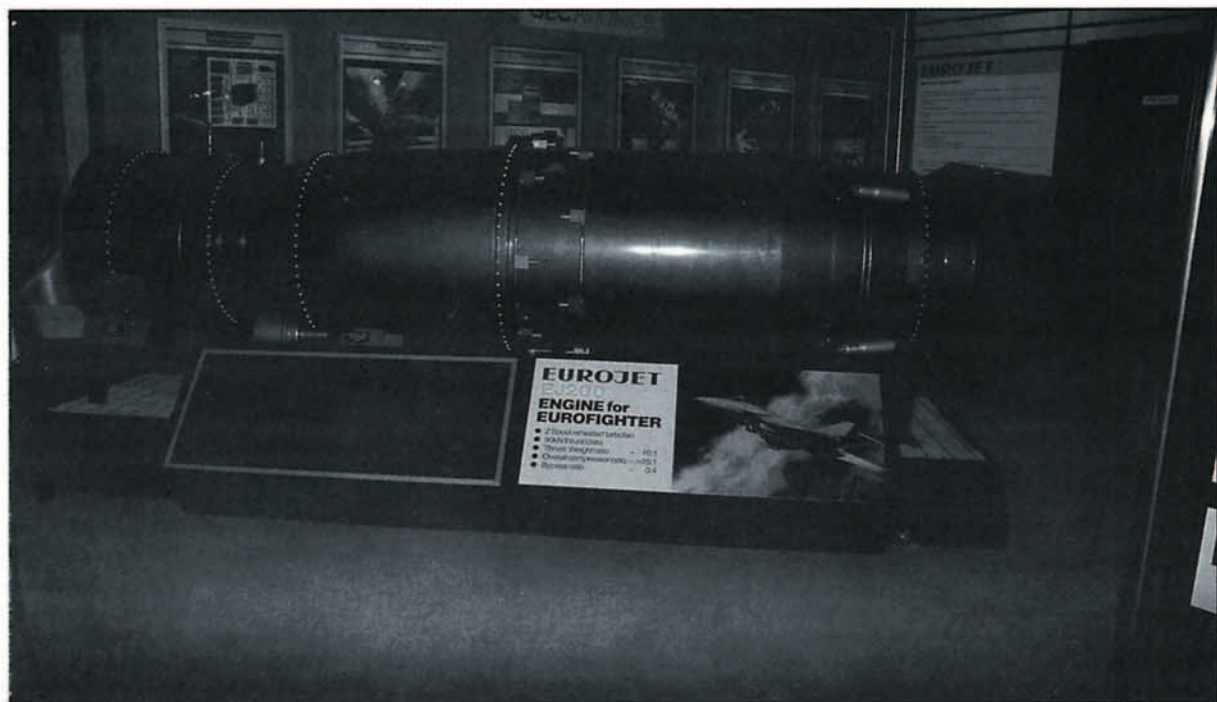
| | |
|---------------------------------------|-------|
| Relación de Derivación | 0,4 |
| Relación de Comprensión (Total) | 25:1 |
| Número de Ejes | 2 |
| Empuje Estático (Nivel del Mar) | 90 KN |
| Relación Empuje/Peso | 10:1 |

Resulta notable destacar sobre todo el valor de la relación empuje/peso que es sensiblemente superior a los de motores en servicio (7,5:1 en el F-404 de General Electric). Este motor confiere al EFA, en colaboración con su aerodinámica, cualidades sobresalientes en especial en cuanto a parámetros que son claramente dependientes del empuje, como son el exceso de potencia específica (SEP) y los regímenes de giro sostenidos (STR).

El posquemador está dotado de una tobera convergente-divergente monoparamétrica (es decir los movimientos de las secciones convergente y divergente no son independientes), lo que asegura, respecto a la solución de tobera convergente, una mejora del empuje en regímenes supersónicos con una muy ligera disminución del mismo a velocidades subsónicas. La opción de tobera convergente-divergente de dos parámetros, también considerada en los estudios de viabilidad y definición, ha sido finalmente desestimada ya que la optimización del rendimiento del motor que se consigue no justifica el incremento de complejidad y peso que supone.

El gobierno y control de la operación del motor se lleva a cabo a través del FADEC (Full Authority Digital Engine Control) y es para este lo que el sistema de control de vuelo (FCS) es para la plataforma. El FADEC es una unidad electrónica digital que regula el funcionamiento del motor y "traduce" las actuaciones del piloto sobre la palanca de gases, a través de la programación adecuada, en señales de excitación de los diversos mandos del motor.

En algunos modos de pilotaje automático el sistema de control del motor (FADEC) opera en coordinación con el sistema de control de vuelo (FCS).



El motor del EFA será de nuevo diseño, y en él participa activamente la empresa española SENER.

Como ya se ha indicado con anterioridad, la "cifra de mérito" del AFE (Advanced Fighter Engine) es su sobresaliente relación empuje/peso. A esta se ha llegado a través de caminos diferentes y complementarios. El primero es la selección de materiales que sean capaces de soportar los esfuerzos, especialmente de origen térmico, que se producen en los primeros escalones de turbina. El empuje es, a grandes rasgos, mayor cuanto más alta es la temperatura en esa zona del motor. La tecnología actual apunta hacia soluciones basadas en materiales cerámicos o álabes monocristalinos siendo esta última la aproximación adoptada en el diseño del AFE. Simultáneamente se mejora el comportamiento de los álabes gracias a un riguroso y complejo sistema de refrigeración.

Los discos, elementos sometidos a todo tipo de esfuerzos, y que debido a su alto régimen de giro admiten disequilibrios máximos mínimos, se obtendrán por pulvimetalurgia (sinterización) y mecanización posterior, procesos estos que permiten conseguir productos que satisfacen las condiciones de trabajo a que estarán sometidos.

Bajo el punto de vista "geométrico", hay que indicar que tanto el compresor como la turbina responden a un diseño basado en estudios tridimensionales del flujo, con el que ha sido posible optimizar la forma de los álabes.

Hay que citar, por último, que el AFE está concebido modularmente para facilitar su mantenimiento y que uno de los objetivos clave de su desarrollo es lograr una elevada fiabilidad y disponibilidad para lo que se ha previsto la utilización de componentes de amplia vida y la incorporación de "testigos" de su comportamiento que evalúan de forma continua los parámetros más críticos y cuya información, junto con la procedente del resto de los sistemas del avión y de la célula, se controla y registra en el IMRS (Integrated Monitoring and Recording Subsystem), subsistema del que se hablará más adelante y que forma parte de la aviónica. ■