

Diseño y Mantenimiento de un Sistema de Armas como condicionantes de la Seguridad en Vuelo

FRANCISCO JAVIER ILLANA SALAMANCA,
Comandante Ingeniero Aeronáutico

La seguridad de operación de una aeronave es una característica cuya bondad debe establecerse a lo largo de las distintas fases de su ciclo de vida; principalmente, diseño, mantenimiento y operación. El diseño, por su naturaleza, influirá decisivamente en las otras dos y establecerá un nivel inherente de seguridad que no debe ser rebajado por las otras.

Toda aeronave debe estar diseñada para operar de forma segura dentro de los límites establecidos. De entre los diversos sistemas que la componen han sido tradicionalmente la estructura y la planta propulsora los que han absorbido mayores esfuerzos para conseguir diseños seguros. Sin embargo, actualmente, en aviones de combate avanzados, en los que la realización de funciones vitales están controladas por ordenadores y su correspondiente programación, han surgido nuevas áreas de preocupación. Se trata de asegurar que el conjunto integrado de equipos/programas de control (o lo que es lo mismo hardware/software) satisfaga las condiciones exigidas por la seguridad en vuelo.

Por su parte la función mantenimiento debe asegurar que los niveles inherentes de seguridad alcanzados durante el diseño no se vean degradados a lo largo del ciclo de vida de la aeronave.

Otro aspecto a considerar son las relaciones seguridad/economía, debiéndose alcanzar un nivel adecuado de seguridad a un coste razonable tanto de adquisición (diseño del sistema) como de mantenimiento.

INTEGRIDAD ESTRUCTURAL DE LA AERONAVE

La integridad estructural de una aeronave queda asegurada por el seguimiento de una metodología (1) de la que, secuencialmente, destacamos cuatro tipos de trabajos:

Determinación de cargas

En función del empleo operativo que se ha definido para la aeronave se calcularán las cargas que van a actuar sobre la estructura a lo largo del ciclo de vida. Los datos extraídos en esta fase condicionarán los resultados de las siguientes etapas y, en consecuencia, la utilización operativa del avión debe definirse con la mayor precisión posible.

En aviones de combate esto no siempre es fácil, pues realmente no se conocerá con exactitud cómo va a utilizarse, hasta que llega a las unidades operativas. Pongamos un ejemplo: en octubre de 1984 aparecieron unas grietas de fatiga en los herrajes de sujeción de los empenajes verticales de los aviones F/A-18 cuando habían acumulado aproximadamente 1/6 de su vida de fatiga esperada. Lo que había ocurrido es que las unidades operativas estaban utilizando el avión en condiciones de ángulo de ataque elevado (debido a las buenas cualidades del avión en esas condiciones) con mayor frecuencia de la prevista, ocasionando un consumo rápido del potencial disponible.

Para disponer de información real de la utilización resulta conveniente equipar a la flota, o al menos una muestra, con sensores (extensímetros, "strain gages") que permitan comparar si las cargas que están actuando sobre la estructura son las previstas.

Análisis Estático

Consiste en la definición de la estructura para que sea capaz de soportar, con el grado de seguridad establecido, las cargas calculadas en el apartado anterior. La estructura de un avión es muy compleja por lo que, actualmente, se utilizan ordenadores que pueden realizar cálculos con gran velocidad y permitir optimizaciones de peso (una estructura aeronáutica debe ser capaz de cumplir su cometido con el menor peso posible). Estos cálculos se complementan o validan con ensayos de resistencia estática.

CUADRO 1

ESPECIFICACIONES RELACIONADAS CON LA INTEGRIDAD ESTRUCTURAL DE CELULA

SE han desarrollado una gran cantidad de normas MIL para cubrir los requisitos de integridad estructural, entre ellas, se ha seleccionado, como ejemplo, las siguientes:

MIL-A-8860

"AIRFRAME STRENGTH AND RIGIDITY, GENERAL SPECIFICATION FOR"

Esta especificación contiene los requisitos generales sobre diseño, análisis, pruebas en laboratorio y documentación relacionados con toda parte estructural del avión que va a estar sometida a cargas en despegue, vuelo, aterrizaje, manejo en tierra y en laboratorio.

MIL-A-8861

"AIRPLANE STRENGTH AND RIGIDITY, FLIGHT LOADS"

Contiene la descripción de cargas en vuelo que, en función de la misión asignada al avión, se aplicarán en los ensayos.

MIL-A-8862

"AIRPLANE STRENGTH AND RIGIDITY, LANDING AND GROUND HANDLING LOADS"

Es similar a la anterior en relación con cargas de aterrizaje y manejo en tierra.

MIL-A-8865

"AIRPLANE STRENGTH AND RIGIDITY, MISCELANEOUS LOADS"

Similar a las dos anteriores cubriendo tipos de cargas no considerados en éstas.

MIL-A-8866

"AIRPLANE STRENGTH AND RIGIDITY RELIABILITY REQUIREMENTS, REPEATED LOADS AND FATIGUE"

Esta especificación identifica los requisitos de durabilidad aplicable a la estructura.

MIL-A-8867

"AIRPLANE STRENGTH AND RIGIDITY GROUND TEST"

Esta especificación define las pruebas en tierra a realizar para la evaluación estructural de los aviones.

MIL-A-8870

"AIRPLANE STRENGTH AND RIGIDITY, FLUTTER, DIVERGENCE AND OTHER AEROELASTIC INSTABILITIES"

Define requisitos respecto a flameo y otros efectos aeroestáticos.

MIL-A-8871

"AIRPLANE STRENGTH AND RIGIDITY FLIGHT AND GROND OPERATION TEST"

Define pruebas en vuelo y tierra relacionados con la integridad estructural de la célula.

MIL-A-83444

"AIRPLANE DAMAGE TOLERANCE REQUIREMENTS"

Contiene los requisitos de diseño relativos a los criterios de tolerancia al daño para estructuras de aviones.

MIL-STD-1530

"AIRCRAFT STRUCTURAL INTEGRITY PROGRAM, AIRPLANE REQUIREMENTS"

Es una norma aplicable a todos los aviones de la USAF, en la que se especifica los requisitos generales necesarios para alcanzar un nivel aceptable de integridad estructural. Contiene además los procedimientos de recepción y control del fabricante.

Análisis de fatiga y tolerancia al daño

El comportamiento de la estructura de una aeronave frente al fenómeno de fatiga, definiendo este fenómeno a la rotura como consecuencia de cargas inferiores a las del límite elástico pero que se aplican con carácter variable o intermitente, es decir, si fuesen aplicadas con carácter permanente no llegarían ni a deformar el material, es de gran preocupación tanto para diseñadores como para usuarios.

Para asegurar la integridad estructural se utilizan criterios de duración y tolerancia al daño. El profesor Martínez Arnaiz (2) define éstos como sigue: *Duración* es la capacidad de la estructura para soportar la degradación producida por fatiga, condiciones ambientales y daños accidentales, hasta un grado tal que pueda ser controlada mediante programas de mantenimiento aceptables desde un punto de vista económico. *Tolerancia*

al *daño* es la capacidad que posee la estructura para soportar, en presencia de daños producidos por fatiga, condiciones ambientales o causas accidentales, unas determinadas cargas hasta que dichos daños sean detectados mediante inspecciones apropiadas.

El concepto de duración va asociado a minimizar el coste de mantenimiento de forma que la vida "económica" de la estructura (costes de mantenimiento en forma de inspección o reparación) sea superior a la vida de diseño.

El concepto de tolerancia al daño es un requisito, relativamente reciente, encaminado a evitar fallos catastróficos de la estructura. Su origen está en el accidente ocurrido a un F-111 de la USAF a finales de 1969, cuya causa fue la rotura del herraje de articulación del ala izquierda, cuando el avión estaba ciñendo 4 G's; el factor de carga de diseño era de 11 y el avión había acumulado 105 horas de vuelo. La causa del accidente fue el crecimiento no controlado de una pequeña grieta. Surgió entonces la necesidad de aceptar el hecho de que todas las estructuras contienen pequeñas grietas que provienen tanto del material como introducidas durante el proceso de fabricación. El análisis del crecimiento de grieta resulta vital para asegurar que una grieta inicial no crecerá de forma incontrolada (hasta producir incluso un fallo catastrófico) durante el ciclo de vida de la estructura.

En el cuadro 1 pueden verse algunas de las normas MIL relacionadas con este área, y en el cuadro 2 los ensayos de integridad estructural efectuados en el caza General Dynamics F-16 de la USAF.

CUADRO 2

PRUEBAS DE CERTIFICACION ESTRUCTURAL EFECTUADAS EN EL AVION DE GENERAL DYNAMICS F-16 "FIGHTING FALCON"

RESISTENCIA ESTATICA:

ESTRUCTURA COMPLETA
COMPONENTES ESTABILIZADOR HORIZONTAL
COMPONENTES EMPENAJE VERTICAL
COMPONENTES TIMON DIRECCION
COMPONENTES BARQUILLAS SUJECCION CARGAS EXTERNAS

DURACION:

ESTRUCTURA COMPLETA
HERRAJES SUJECCION MOTOR
COMPONENTES ESTABILIZADOR HORIZONTAL

TOLERANCIA AL DAÑO:

HERRAJES SUJECCION ALA/FUSELAJE
COMPONENTES ESTABILIZADOR HORIZONTAL
HERRAJES SOPORTE EMPENAJE VERTICAL

Aeroelasticidad

En condiciones reales, la estructura del avión va a estar sometida a tres tipos de cargas: de inercia, estáticas y aerodinámicas. Bajo estas cargas la estructura sufre deformaciones que influyen (aumentando o disminuyendo) en las fuerzas aerodinámicas. El estudio de los fenómenos aeroelásticos indicarán los límites de actuación de la estructura. Los aviones de combate tienen, además, una característica adicional: el armamento suele llevarse en barquillas situadas debajo de planos y fuselaje. En consecuencia los fenómenos aeroelásticos (p.e. flameo, inversión de mandos, etc.) deben estudiarse en tres situaciones diferentes: con el armamento, en la suelta y sin armamento (3).

CUADRO 3

DEFINICIONES DE TERMINOS DE CALIDAD (PROPUESTA DE MANUAL GENERAL DE GARANTIA DE CALIDAD (6))

CALIDAD:

Es un conjunto ponderado de características funcionales, cada una en su grado respectivo, que definen el comportamiento del material en relación con la finalidad para la que fue proyectado.

CONTROL DE CALIDAD:

Es un proceso regulador a través del cual se mide la *calidad actual realizada*, se compara con la *calidad patrón* y se actúa sobre la diferencia (aceptación o rechazo).

FUNCION DE CALIDAD:

Es un conjunto completo de actividades (investigación, desarrollo, diseño, fabricación, mantenimiento, abastecimiento, control de procesos, inspección, análisis y ensayos, recepción, almacenamiento, etc.) a través de los cuales el material alcanza la *aptitud para un empleo*.

GARANTIA DE CALIDAD:

Es la actividad que proporciona la *evidencia* y establece la *confianza* de que la *función de calidad* se está llevando a cabo adecuadamente.

CUANTIFICACION DEL NIVEL DE SEGURIDAD ALCANZADO EN EL DISEÑO MEDIANTE ARBOLES DE FALLO

Los sistemas de armas actuales son tan complejos que es muy difícil evaluar el nivel de seguridad durante la fase de diseño del mismo. Para ello se han desarrollado varias herramientas analíticas entre las que la llamada Análisis del Arbol de Fallo (FTA, "Fault Tree Analysis") destaca por su potencia. Se aplicó por vez primera a finales de los años 60 con el fin de evaluar el riesgo de un lanzamiento fortuito de un misil balístico intercontinental tipo "Minuteman".

El análisis del árbol de fallo utiliza un proceso deductivo, "a posteriori", que va desde el efecto a la causa, su objetivo es identificar todas las combinaciones posibles de fallo de material y errores humanos que puedan causar un accidente, efectuar un cálculo numérico de la frecuencia con que ocurren y estimar el número de accidentes por hora de vuelo.

Primero se examina cualquier modo de fallo del material pero considerando sólo fallos aislados (no combinaciones), a continuación se estudian los sucesos que pueden ocasionar un accidente y se relacionan éstos, con las causas que pueden producirlos (combinaciones fallos y errores humanos). La evaluación final del árbol se utiliza mediante la utilización de puertas tipo y/o (Algebra de Boole) para enganchar los distintos modos de fallo.

CUADRO 4

ALGUNOS COMENTARIOS SOBRE LA LEY DE MURPHY

EN el mundo aeronáutico es universalmente conocida la denominada Ley de Murphy. "Si algo puede ir mal, irá" que ha generado toda una filosofía de diseño tendente a evitar cualquier situación que, aun baja probabilidad de que ocurra, tenga gran influencia en el comportamiento del sistema. Es una filosofía que presenta una visión un tanto fatalista del comportamiento humano, algo así como esperar lo peor y, en consecuencia, prepararse para ello.

Parece ser que el autor de la ley (7) fue el capitán Ed Murphy, un ingeniero de la USAF que trabajaba en la Base Aérea de Wright allá en el año 1949 en un proyecto experimental, durante el transcurso del mismo descubrió que el fallo de un equipo consistía en una conexión de cables efectuada de forma incorrecta.

La frase inicial de Murphy ha ido enriqueciéndose con toda una serie de reglas, leyes, etc., que en la jerga aeronáutica se conoce como "Murphology" y cubren un amplio espectro que va desde criterios de diseño a consideraciones sobre interacción hombre-máquina y que modernamente están cubiertos por una rama de la ingeniería denominada en inglés como "Human Engineering" o Factores humanos de diseño. Repasemos alguna de las reglas más populares derivadas de la ley principal.

LEY DE MURPHY: "Si algo puede ir mal, irá".

- | | |
|---|--|
| 1.— Nada es tan sencillo como parece. | 7.— Cada solución trae nuevos problemas. |
| 2.— Todas las cosas llevan más tiempo de lo que crees. | 8.— Es imposible diseñar de forma que el diseño resista a los tontos, porque estos son muy ingeniosos. |
| 3.— Si es posible que varias cosas vayan mal, la que ocasione mayor trastorno será la que vaya mal. | 9.— La materia se daña en proporción directa a su valor. |
| 4.— Si se han detectado cuatro posibles caminos por los que un procedimiento puede fallar y se consiguiera evitarlos, entonces aparecerá un quinto. | 10.— Si un experimento funciona, algo va mal. |
| 5.— Por ellas mismas, las situaciones tienden a empeorar. | 11.— Tarde o temprano, el conjunto más desfavorable de circunstancias ocurrirá. En consecuencia todo sistema debe diseñarse para resistir esa situación. |
| 6.— En especificaciones, la ley de Murphy sustituye a la de Ohm. | 12.— Etc., etc. |

Un árbol de fallo de un avión es bastante complejo, por ejemplo el desarrollado por General Dynamics para el F-16 consta de 48 ramas principales, 60 sucesos críticos y unos 1.200 nudos de unión entre las distintas causas. Naturalmente la utilización de ordenadores es imprescindible para un rápido análisis del árbol.

Desde un punto de vista de usuario no es necesario el conocimiento profundo del árbol de fallo, lo importante es el estudio de los sucesos finales que ocasiona un accidente y sus causas. Por ejemplo, no serán aceptables sucesos producidos por una única causa, tiempos entre fallo muy bajo o diversos fallos producidos por una única causa.

LA CALIDAD DEL MANTENIMIENTO COMO CONTRIBUYENTE A LA SEGURIDAD EN VUELO

LA función mantenimiento debe realizarse de forma congruente con los requisitos de calidad exigidos para que se evite la degradación de los niveles de fiabilidad, seguridad y capacidad de misión alcanzados en el diseño. Accidentes como la terrible tragedia de un DC-10 sobre Chicago en mayo de 1979 muestran los resultados de un mantenimiento incorrecto; en este caso el motor izquierdo se desprendió y el avión se estrelló contra el suelo. La investigación del accidente indicó que la barquilla de sujeción del motor cumplía toda la normativa vigente y que su diseño era excelente, pero una operación de montaje había introducido unos esfuerzos que degradaron la resistencia del conjunto.

La calidad de los trabajos de mantenimiento resulta esencial para no degradar el diseño, de nada sirve un proceso cuidadoso de diseño y fabricación si después, pongamos por ejemplo, un apriete inadecuado modifica las características de un elemento. ¿Cómo se controla la calidad del mantenimiento? En el mantenimiento, sobre todo de la aviación militar, se utiliza el concepto "Garantía de calidad" bajo el que se agrupan todas las acciones precisas para asegurar, con un grado de confianza razonable, que el material es apto para la utilización prevista. En la práctica esto supone un estudio minucioso de todas las acciones de mantenimiento con el fin de determinar puntos críticos que serán la base de supervisión y verificación.

Se acepta de forma casi unánime que para llevar un mantenimiento con una adecuada garantía de calidad es necesario que: a) la garantía de calidad debe ser independiente de los órganos de producción a fin de evitar conflictos calidad/producción que puedan decidirse en favor de esta última; b) la formación del personal y una clara reglamentación son esenciales, y c) la calidad es un proceso iterativo en el que los resultados obtenidos durante la operación del sistema servirán para realimentar el proceso.

Hasta ahora hemos visto cómo la función de mantenimiento puede degradar el diseño, pero este último también puede influir decisivamente en la realización del primero. Durante las primeras fases de un proyecto ha de considerarse cómo se va a mantener el sistema; por ejemplo una tarea siempre se efectuará mejor si el acceso a la zona del avión donde se está trabajando es el adecuado. Otro aspecto a considerar es lo que se ha venido a llamar "diseños resistentes a Murphy" con los que se trata de evitar el resultado de la llamada primera ley de Murphy: "Si algo puede ir mal, irá". Pongamos otro ejemplo: si un componente puede, físicamente, colocarse sólo de una forma será más difícil cometer errores de montaje. Estas consideraciones hoy en día constituyen una rama de la técnica que se conoce como "Factores Humanos de Diseño".

LA SEGURIDAD EN SISTEMAS CONTROLADOS POR ORDENADOR

ES una realidad evidente que la operación de los actuales sistemas de armas está descansando cada vez más en la utilización de ordenadores y sus correspondientes programas (software). Entre otras, las funciones de control de vuelo, control y gestión de armamento, identificación y seguimiento de blancos, dispositivos de puntería, etc., resultan impensables sin la intervención de computador. Esta tendencia, lejos de disminuir, está aumentando; por ejemplo, el sistema F-18 A/B, cuyo diseño básico es de los años 70, incorpora más de 20 microprocesadores con alrededor de un millón de palabras (16 bits) de programación, este sistema está evolucionando de forma que su versión denominada F-18 C/D, que incorpora tecnologías de los 80, con un número similar de ordenadores pero más potentes, ha duplicado la cifra anterior (dos millones). Para el avión europeo EFA estamos en cifras de la misma magnitud.

Esta situación introduce nuevas consideraciones en el aspecto seguridad del sistema de armas. Al contrario de un equipo (hardware) en que su fallo se produce como consecuencia de un desgaste, los errores de "software" lo son de diseño y, en consecuencia, los esfuerzos encaminados a conseguir un "software" seguro se han dirigido a desarrollar buenas metodologías en lo que se ha venido a llamar Verificación del diseño de software. Además, por su naturaleza, se considera que el software en sí no es inseguro, sólo en la forma de cómo puede reaccionar un equipo ante una orden de éste es donde puede aparecer una situación potencial de peligro. En consecuencia, un programa no estará suficientemente probado hasta que no se hayan estudiado, en cualquier situación posible, la forma de reaccionar de los equipos que controla; debido a la complejidad de los actuales sistemas, el proceso a seguir es largo y complejo y comprende una serie de metodologías denominadas Validación de software (Cuadro 5).

La realidad es que resulta imposible eliminar totalmente, incluso pasando por un proceso riguroso de verificación y validación, los errores de programación pero, por lo menos, se debe asegurar que estos sean tolerables (nivel de riesgo aceptable) y no supongan una disminución de los niveles de seguridad en vuelo. De forma general un programa que controle el funcionamiento de un sistema debe estar diseñado de forma que cumpla dos requisitos básicos: primero, el computador no debe iniciar una acción que lleve al sistema a una situación inaceptable por su riesgo elevado, segundo, en el caso que el sistema se encuentre en una situación peligrosa a causa de un fallo de componente o de acción no juzgada por el computador (p.e. un error humano), entonces éste debe reaccionar de forma que disminuya el nivel de riesgo de la situación hasta que, si es posible, sea aceptable. Esta última exigencia obliga a probar el comportamiento de la programación (software) en presencia de fallos de equipos y errores humanos.

Las acciones encaminadas a corregir los defectos que van surgiendo durante el empleo operativo del sistema de armas y a introducir mejoras en la programación se conocen de forma general como "mantenimiento de software". Este es un proceso complejo y continuo; normalmente no se introducen una a una las modificaciones, sino que se efectúan por bloques que constituyen una versión actualizada del programa. El desarrollo de una nueva versión viene a durar unos dos años de los cuales entre 40 al 60 por ciento del esfuerzo está dedicado a tareas de verificación y validación. En un sistema de armas representativo de estas tecnologías como es el F-18 la actualización de la programación (se efectúa una cada año aproximadamente) ha supuesto la modificación de cerca de 30.000 palabras para introducir unas 200 mejoras en la misma.

SEGURIDAD Y ECONOMIA EN EL FUNCIONAMIENTO DE TURBOREACTORES: TECNICAS DE MANTENIMIENTO SEGUN ESTADO (ON CONDITION)

LA vida en servicio de los componentes de un turboreactor está más afectada por factores mecánicos (9) que por horas de funcionamiento del mismo. Esto significa que el desgaste de esos componentes dependerá más de las condiciones bajo las cuales se haya volado el motor que del número de horas de vuelo acumuladas. El proyectista del motor puede predecir la vida de los componentes en función de una utilización

CUADRO 5

VERIFICACION Y VALIDACION DE PROGRAMAS

ASEGURARSE de que una programación (software) es segura para poder utilizarse con aceptable nivel de riesgo, sin implicaciones negativas en la seguridad en vuelo, y en condiciones operativas establecidas es la función principal de la fase de Verificación y Validación en el ciclo de desarrollo de software. Otra función es determinar si el comportamiento del software es adecuado a las misiones operativas, satisface los requisitos técnicos y está perfectamente documentado.

La función VERIFICACION consiste en el examen y revisión de todo el proceso seguido con el fin de asegurarse que se han alcanzado las especificaciones técnicas iniciales y que el producto está suficientemente documentado. La función verificación asegura que se obtiene un producto que cumple los objetivos previstos en base a unos requisitos técnicos.

La función VALIDACION consiste en las pruebas necesarias para asegurarse de que el producto es apto para su utilización por las unidades operativas y consta de las siguientes pruebas: Una primera prueba que es un control de calidad del software en sí mismo. Una segunda prueba que consiste en la interacción entre el software y los equipos que va a controlar de forma que se pueda asegurar una adecuada integración entre ambos; para la realización de estas tareas se precisa de bancos de integración que permitan estudiar, en laboratorio, y bajo cualquier condición, el comportamiento de los equipos controlados por los ordenadores cuyo software ha sido objeto de modificación. Una tercera y última fase consiste en la evaluación del producto en relación con las actuaciones exigidas al sistema de armas e incluye los vuelos de prueba necesarios para asegurar un nivel aceptable de seguridad en vuelo y tierra de la aeronave; para la realización física de estas últimas se necesitan aviones con instrumentación específica para registrar, en vuelo, las órdenes de control de los ordenadores y la respuesta de los equipos.

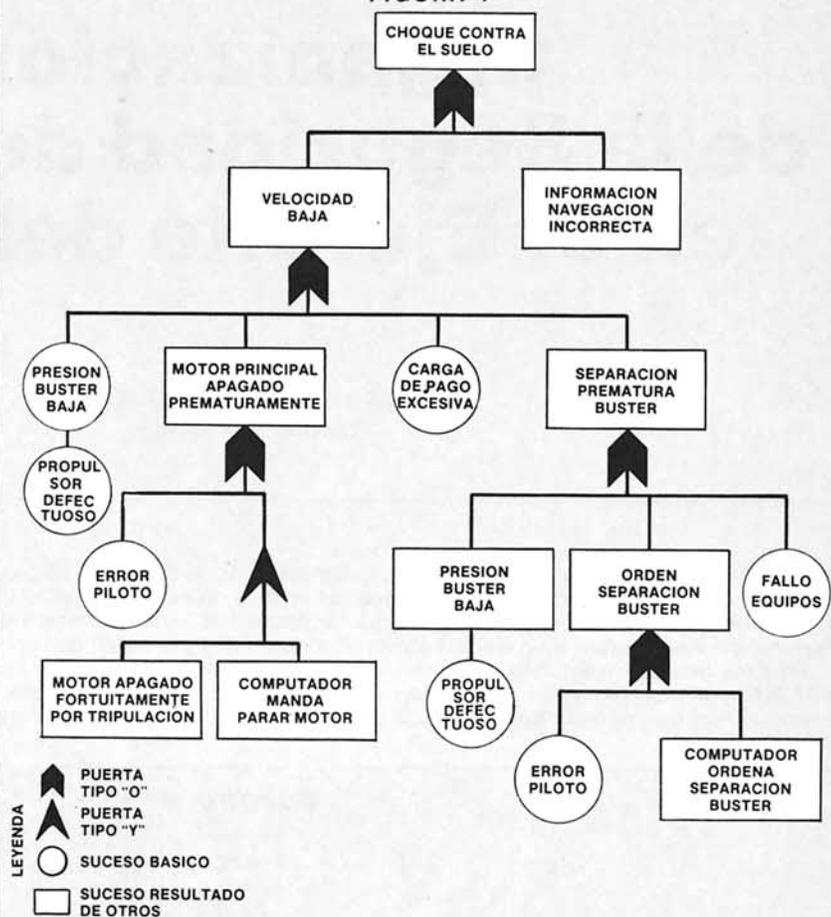
establecida (patrón) de los mismos; estos patrones suelen seguir la filosofía de utilizar aquellas condiciones más desfavorables posibles para, a continuación, utilizar criterios conservadores (de forma que bajo cualquier condición nunca se sobrepasen los límites máximos y poner en peligro la seguridad en vuelo) de suponer que todos los motores se van a utilizar de esta forma y establecer un límite máximo de horas de vuelo, parámetro fácil de medir, para inspeccionar el motor.

Evidentemente la mayoría de motores serán inspeccionados sin haber alcanzado el límite máximo, esta filosofía que desde el punto de vista de seguridad en vuelo es adecuada, económicamente no lo es tanto. Con el fin de armonizar ambos conceptos se ha desarrollado la filosofía de mantenimiento "ON CONDITION" que permite el funcionamiento del motor hasta alcanzar los límites de vida en servicio de los componentes. Para poder determinar estos límites es necesario disponer de los sensores que permitan medir las condiciones bajo las que está operando el motor. En la práctica supone incorporar un sistema en el avión que recoja y grabe estos datos y una estación en tierra que sirva para recuperar y procesar los mismos. El estado actual de la tecnología ha permitido así compaginar los requisitos de seguridad en vuelo y economía de operación.

CONCLUSION

ALCANZAR un nivel más alto posible de seguridad en vuelo es un objetivo a repartir entre las distintas fases que constituyen el ciclo de vida de un sistema de armas: desde el diseño hasta la operación pasando por el mantenimiento. El diseño, por su naturaleza, establecerá un nivel de seguridad que no debe ser degradado durante el mantenimiento del sistema, condicionando de cierta forma al segundo. El conocimiento profundo de estas disciplinas, diseño y mantenimiento, es esencial para la determinación de las causas de un accidente. En el equipo de investigación es imprescindible la presencia de personal técnico (ingenieros, médicos, etc.) con la debida formación dentro de su especialidad, en la investigación de accidentes. Alcanzar un nivel mínimo de seguridad para operar la aeronave de forma segura y económica es una tarea multidisciplinaria que ha exigido el desarrollo de nuevas metodologías cuya aplicación a los nuevos sistemas de armas resulta imprescindible. ■

FIGURA 1



El análisis del árbol de fallo utiliza un proceso deductivo "a posteriori" que va desde el efecto a la causa a fin de identificar todas las posibles combinaciones de fallo de material y errores humanos que pueden causar un accidente, calcular la frecuencia de éstos y estimar el número de accidentes por hora de vuelo. Aquí vemos un ejemplo en el que el suceso analizado es el accidente por choque contra el suelo de un vehículo espacial.

- (1) La seguridad en las Estructuras Aeronáuticas. Carlos Martínez Arnaiz, Ingeniería Aeronáutica y Astronáutica, número 283.
- (2) Tolerancia al Daño de Estructuras Aeronáuticas. Carlos Martínez Arnaiz, Ingeniería Aeronáutica y Astronáutica, número 253.
- (3) Homologación de Armamento Aéreo. Revista de Aeronáutica y Astronáutica. Abril 1987.
- (4) F-16 Attrition Analysis R. M. Stevenson. General Dynamics.
- (5) Fault Tree Analysis: A Powerful Technique for Fault Detection. Maj Terry L. Lutz. Air Force Safety Journal. Julio 1985.
- (6) Propuesta de manual General de Garantía de Calidad. Mando de Material/DMA/SECAL. Mayo 1986.
- (7) Murphy Law. Arthur Bloch. Los Angeles 1982.
- (8) Software Development and System Safety. Dr. Nancy Leveson. Air Force Safety Journal. Abril-Mayo 1985.
- (9) Factores Mecánicos que Limitan el Tiempo en Servicio de Componentes de Turboreactores. Antonio Esteban Oñate. Revista de Aeronáutica y Astronáutica.