

Aplicación de la electrónica digital en las aeronaves

Control digital del motor

Los motores de los aviones comerciales tienen instalado el regulador FADEC (Full Authority Engine Control). FADEC está constituido por el ordenador de control y el hardware, (soporte físico asociado) que regula el propio motor y otros sistemas periféricos que guardan relación con el.

Así, el FADEC, además de calcular la cantidad exacta de combustible que se introduce en la cámara de combustión del turborreactor, gestiona otras funciones tales como la inversión de empuje, la presentación de datos en la cabina de vuelo, sistema de encendido, etc.

El número de funciones controladas por el FADEC depende del tipo de avión. Dentro de éste, depende de las opciones de motorización que tiene. La motorización de General Electric tiene, por común, algunas funciones de control distintas que otras basadas en motores Pratt & Whitney o Rolls Royce.

Conviene indicar que el sistema completo de control digital del motor se denomina muchas veces sistema FADEC, pero debe entenderse en este caso que incluye el ordenador-regulador, propiamente dicho, y la interfase de entrada y salida que le acompaña.

El sistema de control digital comprende tres grandes grupos:

- El regulador digital, propiamente dicho. El regulador recibe diversos nombres, ellos son: unidad digital de control de motor (DECU), Unidad de control de motor (ECU), Control electrónico de motor (DEC), Control electrónico digital del motor (DEEC) y control electrónico digital de mando total (FADEC). Muchas veces el término FADEC identifica al sistema digital completo del motor y no solo el regulador.
- Interfase del regulador (Engine interface unit). Es el equipo que se encarga de acondicionar las señales de computación que se envían al regulador. Las señales son típicamente analógicas que deben convertirse al formato digital para que puedan escribirse en la memoria del ordenador. La unidad de interfase se encarga de realizar el acondicionamiento.
- Unidades periféricas, que dependen del avión en concreto donde está instalado el sistema y, en su caso, de la motorización elegida por la compañía aérea. Unidades periféricas típicas son los detectores de datos del motor, sistema inverso de empuje, control del aire de refrigeración externo del motor, etc.

Clasificación de los reguladores digitales

Según el modo operativo, los reguladores se clasifican en dos grandes grupos: *supervisores* y *de mando total*.

Reguladores de supervisión

En los reguladores electrónicos supervisores el piloto permanece acoplado a un sistema hidromecánico básico de control. Lo que sucede es que el equipo electrónico actúa en paralelo, introduciendo de modo automático funciones limitadas de su actuación o condiciones sobrevenidas del motor. Es un tipo de controlador primario en desuso en la actualidad.

Reguladores de mando total

En los reguladores de mando total la electrónica actúa en serio entre el piloto, el motor y sus sistemas. Son reguladores de empleo estándar en los motores actuales. Como hemos dicho, el estado de desarrollo más

avanzado que han alcanzado se conoce como FADEC.

Los reguladores de mando total se dividen, a su vez, en dos grupos: monocanal o simples y bicanal o dúplex.

- *Regulador monocanal (incluye sistema hidromecánico de respaldo)*

Constituyen al grupo FADEC que entraron en servicio a principio de los años ochenta. Disponen de un canal de control, de manera que cuando se produce la avería del mismo hay que pasar a modo manual. El motor se controla en modo manual con un sistema hidromecánico básico (sistema de respaldo)

La alternativa del sistema de respaldo es necesaria por diversas razones:

- requisitos de certificación del motor.
- Mejorar los índices de despachabilidad del avión.
- Contar con un sistema alternativo que es independiente del sistema eléctrico del avión.
- *Regulador bicanal o dúplex*

El regulador monocanal del párrafo anterior tiene varios inconvenientes, entre otros la necesidad de disponer de un sistema de selección automática y manual, y de equipo de comprobación del sistema; técnicamente, además, puede no ser fácil a veces realizar la transmisión del FADEC al modo de control hidromecánico.

El FADEC de dos canales no tiene sistema hidromecánico de respaldo. En su lugar dispone de dos circuitos independientes, de manera que uno de ellos actúa de respaldo en el momento que se produce la avería del otro.

La ventaja del FADEC bicanal es precisamente su redundancia. Cada función de control está duplicada. Todo fallo simple tiene inmediata corrección vía otro canal. Se comprende de este modo que la carga de trabajo del piloto se simplifican de gran manera. Nótese la diferencia con el sistema monocanal. En éste, cualquier falla simple de la electrónica del regulador obliga a la entrada del sistema hidromecánico y control manual clásico por parte del piloto.

Funciones del regulador electrónico

Se dividen en dos grupos esenciales y secundarias.

- *Funciones esenciales*

Son funciones esenciales todas las de protección del motor, como sigue:

- Control de la temperatura del gas de la turbina, desde relentí a máximo régimen.
- Limitación automática de la velocidad del conjunto de baja presión, del fan y del conjunto de alta presión.
- Presión del aire a la salida del compresor de alta presión.
- Temperatura de salida de gas de la turbina de alta presión
- Control del flujo de combustible durante la aceleración y desaceleración.
- Posición de la geometría variable del compresor.

- *Funciones secundarias*

Son las de gestión del empuje, puesta en marcha, aplicación y control de la inversión de empuje, y otras periféricas que se puedan instalar en una aplicación determinada. Señalamos las siguientes:

- Empuje en relentí constante durante maniobras en tierra.

- Puesta en marcha automática del motor (secuencia automática de ignición)
- Nivel de empuje constante durante el ascenso, hasta altitud de crucero.
- Transmisión de datos del motor al sistema de pantalla de datos de cabina.

Especificación de los reguladores digitales

Reglas que determinan el proyecto, instalación y operación del regulador.

Se pueden resumir de esta forma:

- Cada regulador electrónico debe disponer de fuente de energía eléctrica independiente a la del avión. Asimismo, si no cuenta con sistema de respaldo hidromecánico de control de combustible, debe tener doble canal de funcionamiento. Cada canal debe tener acceso a todos los censores y actuadores del motor.
- los reguladores de cada motor deben ser independientes.
- debe informarse al piloto de los parámetros de empuje solicitado y empuje total.
- el empuje del motor debe variar linealmente con el ángulo de posición del mando de gases.
- el regulador debe hacer ajustes automáticos por variación de las cargas sobre el motor (aire acondicionado y demanda de energía eléctrica)
- estabilidad del motor en los regímenes transitorios (aceleración y desaceleración), e independiente del estado de deterioro del motor. Así, deben independizarse dentro de lo posible los tiempos de aceleración del motor en relación con el deterioro normal que se produce por tiempo de funcionamiento.
- eliminación de pruebas en tierra por cambio de la sección computadora del control.

Indicación

La generación y presentación digital de datos del motor es función adicional del sistema FADEC.

La presentación de datos se efectúa en pantallas CRT, de tubos de rayos catódicos, o bien en las mas modernas pantallas de cristal líquido LCD, de alta resolución gráfica.

La tendencia es a introducir cada vez mas las pantallas de cristal líquido dado el bajo consumo de corriente que tienen.

La información que proporciona el sistema FADEC se clasifica en dos categorías: pantalla de datos primaria y secundaria. La clasificación de pantalla se hace en atención a la categoría de los datos que se presentan en un instante dado.

La pantalla primaria de datos visualiza parámetros esenciales del motor, tales como revoluciones de los grupos rotatorios, temperatura de gases de escape y otros. Esta presentación es de carácter permanente.

La pantalla secundaria de datos visualiza variables secundarias, tales como la presión y temperatura de aceite, estado de los filtros, etc. La página que contiene estos datos se muestra en pantalla cuando se selecciona intencionadamente. La pantalla secundaria tiene además dos configuraciones, una que se presenta durante la puesta en marcha del motor y otra después de la puesta en marcha.

Aprovechando la alta resolución gráfica que se ha conseguido recientemente en pantallas de tubo de rayos catódicos CRT, y de cristal líquido LCD, conviene señalar que la mayor parte de la indicaciones de los parámetros del motor se muestran en rojo cuando se sobrepasa el valor admisible del parámetro, en ambar señal de precaución y en verde para operación normal.

Pilotaje por mando eléctrico

Los últimos aviones comerciales que llegan al mercado utilizan un sistema de control del vuelo en el que desaparecen todas las conexiones mecánicas intermedias que hay entre el bastón de mando y los martinets hidráulicos de las superficies aerodinámicas. Estos sistemas se denominan de pilotaje por mando eléctrico o sistemas FLY BY WIRE.

Con mayor precisión, se dice que un avión se dice que un avión dispone de sistema de pilotaje por mando eléctrico cuando las instrucciones de mando dadas por el piloto, o que provienen del piloto automático, se envían a las superficies aerodinámicas de control mediante señales eléctricas, en lugar de conexiones mecánicas.

La tecnología FLY BY WIRE consiste, en su plano dinámico, en reemplazar los sistemas mecánicos de control por sistemas eléctricos.

Las acciones de mando del piloto producen desplazamientos de las superficies de control de vuelo mediante señales eléctricas. Las señales eléctricas de mando se envían a las válvulas de posición de los martinets hidráulicos que impulsan las superficies aerodinámicas de control. Allí donde había cables, poleas y otros mecanismos, con la introducción de sistema de pilotaje por mando eléctrico sólo hay un mazo de cableado eléctrico.

El término FLY BY WIRE incluye la facultad adicional de realimentación.

La expresión realimentación indica que el sistema se hace un seguimiento continuo de los movimientos del avión. Los resultados de este seguimiento se comparan constantemente con las señales de entrada de mando del piloto. Se computa de esta forma la señal error resultante, si existe, entre orden de mando y movimiento obtenido. La señal error se envía a los martinets de las superficies de control de avión para establecer la condición de vuelo deseada.

La simplicidad conceptual de FLY BY WIRE es notable. Las señales eléctricas de mando se transmiten por cables, eliminando así toda una serie de conexiones mecánicas entre el bastón de mando y los actuadores que acciona las superficies de control de vuelo. Cada uno de los circuitos eléctricos se llama canal.

Realimentación

Se llama realimentación a el proceso de generación de una señal que es función de la respuesta de salida que proporciona el sistema. La señal de realimentación puede ser comparada con la de entrada para ejercer las acciones subsiguientes.

Sistema de pilotaje por mando eléctrico y Control activo del avión

El sistema de pilotaje por mando eléctrico constituya tan solo uno de los elementos de la tecnología de control automático, mucho más amplia, que recibe el nombre d Control Activo o Control Automático Generalizado.

La tecnología de Control Activo se basa en el campo de los progresos de la electrónica digital, que han hecho posible el empleo a bordo de un conjunto de sistemas automáticos de control de vuelo con múltiples funciones. Se dice que una aeronave tiene control activo cuando se le transmiten a las superficies de control de vuelo órdenes de mando, ajenas a la acción del piloto, con el fin de mejorar la actuación de la aeronave.

No es correcto identificar la técnica FLY BY WIRE con el concepto de control activo. Control Activo es mucho mas amplio e incluye funciones adicionales. Así, pues podemos tomar nota de lo siguiente:

- el término Control Activo identifica la presencia de fuerzas de control de vuelo que se inicien por medios ajenos a la acción del piloto.

- La presencia de un sistema FLY BY WIRE en el avión es un requisito previo a muchas funciones, pero no todas, del Control Activo.

Fundamentos básicos del sistema

La arquitectura del sistema de pilotaje por mando eléctrico en los aviones comerciales se apoya en los siguientes principios:

- El control de las superficies aerodinámicas de mando de vuelo se efectúan por medios eléctrico y se ejecuta por medios hidráulico.
- Se emplean minipalancas, o volantes de mando de estilo convencional, para volar el avión. Ambos órganos disponen de transductores que convierte el desplazamiento en señales eléctricas de control.
- Las señales eléctricas, que son proporcionales a los desplazamientos que el piloto efectúa en las minipalancas, son interceptadas por los ordenadores de control de vuelo. La interpretación se efectúa por rutinas de códigos escritas en el programa que controla los ordenadores. Los ordenadores proporcionan señales de salida a los mecanismos hidráulicos para desplazar las superficies de control de vuelo y obtener la trayectoria de vuelo deseada.
- Con independencia de las señales de entrada que pueda realizar el piloto, los ordenadores de control de vuelo previenen de la salida del avión de su envolvente de vuelo.
- Existe en la práctica actual la posibilidad de control mecánico del avión en caso de fallo completo de todas las fuentes de energía eléctrica.

Leyes de pilotaje

Es bien sabido que en los aviones comerciales, con sistemas de control de vuelo mecánico, existe relación entre la posición determinada entre la posición de los mandos de vuelo y las que adoptan las superficies aerodinámicas de control. Esta relación de carácter biunívoco se debe naturalmente al modo mecánico de transmisión de las órdenes de mando.

Hasta la introducción de los sistemas de pilotaje por mando eléctrico el piloto ha volado y sentido el avión de acuerdo con la respuesta de la aeronave a estas órdenes, respuesta que es función de las características aerodinámicas y peso del avión

Los sistemas FLY BY WIRE ejecutan órdenes de mando que:

- Son señaladas en forma eléctrica.
- Son procesadas previamente por ordenadores.

la presencia inmediata del ordenador, entre el origen de la señal de mando y los actuadores de las superficies de control, hace muy fácil alterar la señal eléctrica de mando en el ordenador. Esta alteración puede realizarse de acuerdo con un algoritmo, una ley, un programa informático en una palabra, que es función del punto envolvente de vuelo donde esta situado el avión en un momento determinado. La alteración de la señal eléctrica de mando tiene objetivos muy diversos, desde proteger el avión frente a órdenes de control excesivas o, simplemente, mejorar la actuación de la aeronave en una fase determinada de operación.

Se llama ley de pilotaje a la relación funcional que existe entre órganos de mando de sistema FLY BY WIRE y la posición de las superficies de control de vuelo. Una ley de pilotaje es un conjunto de normas de cualidades de vuelo del avión, escritas en código, que interpretan los ordenadores de control de vuelo.

Clasificación

Las leyes de pilotaje se clasifican en dos categorías: básicas y especiales

Leyes básicas de pilotaje

Afectan al control del avión en sus tres ejes, por lo tanto, de una forma u otra, están implementadas en el código del sistema FLY BY WIRE.

Las leyes básicas son:

- Ley de control normal
- Ley de control alternativo
- Ley de control directo

Leyes especiales de pilotaje

Son leyes que modifican o complementan las leyes básicas en un segmento de operación determinado, allí donde la ley básica es insatisfactoria.

Conviene adelantar en este momento dos cuestiones de interés:

- Los ordenadores de a bordo se agrupan en categorías para procesar las leyes de pilotaje
- El paso de una ley a otra se hace en forma automática y en función del número y de la categoría de fallo que se supone a bordo.

Ordenadores de control de vuelo

Se clasifican en grupos primarios y secundarios

- Los ordenadores primarios poseen capacidad para ejecutar todas las leyes de pilotaje del avión.
- Los ordenadores secundarios sólo poseen capacidad para procesar la ley de control directo

Debe citarse que suele haber dos ordenadores primarios y tres secundarios. Para aviones de corto y medio radio de operación. Sin embargo, sucede lo contrario en aviones de gran radio de acción, donde suelen haber tres ordenadores primarios y dos secundarios.

El mayor número de ordenadores primarios en la categoría de gran radio de acción se debe a dos causas principales:

- necesidad de procesar un mayor número de sistemas.
- mejorar la despachabilidad del avión, sobre todo aplicable en aeropuertos muy distantes de la base.

Los ordenadores de control de dispositivos hipersustentadores están dedicados al control de los dispositivos de hipersustentación.

Los ordenadores auxiliares cumplen funciones auxiliares a las de vuelo, como ser ordenadores para almacenar datos de registro para mantenimiento del avión.

Fuentes de alimentación

Los ordenadores de abordo se alimentan de distintas barras de corriente continua, para máxima fiabilidad.

Como objetivo práctico de proyecto del sistema se establece que al menos dos ordenadores de control de vuelo permanezcan disponibles en caso de averías mayores en las fuentes de alimentación.

Operación e indicación

Es necesario que la tripulación disponga de información en cabina de la posición de los dispositivos hipersustentadores.

Todos los sistemas de este tipo funcionan con el mismo principio. Están basados en detectores de proximidad de las superficies aerodinámicas. Las señales eléctricas que envían los detectores son acondicionadas para activar las luces o paneles luminosos de la cabina.

Los aviones más antiguos tienen un micro interruptor eléctrico en el martinete de accionamiento de estas superficies, a través del cual es posible detectar si el slat o el flap está retraído y bloqueado.

Más recientemente se tiende a situar los detectores de posición en partes fijas de la estructura, debido a los numerosos fallos que han dado los detectores instalados en los martinetes.

De esta forma, la posición de estas superficies se detecta por micros externos fijos. Los micro interruptores están instalados en la parte interna del borde de ataque del ala. El slat o el flap tiene un captador magnético que está situado en posición coincidente con la del micro interruptor. El captador cierra los contactos del micro interruptor cuando la superficie aerodinámica está retraída y bloqueada. Igualmente hay detectores para posiciones intermedias y de extensión total.

Controles e indicaciones en aviones con sistemas CRT y LCD

El conjunto de controles e indicaciones de la cabina se puede agrupar en seis paneles diferenciados.

- *Panel superior de cabina*

Contiene los interruptores para conectar y desconectar los ordenadores de control de vuelo primarios y secundarios. Asimismo tiene indicadores locales de alarma. Los interruptores del lado izquierdo se accede a los ordenadores números uno primario y secundario, mientras que en el lado derecho están los interruptores números dos y tres primarios, y número dos secundario.

- *Panel frontal*

Destacan en este panel las luces de prioridad, que señalan cual de las dos minipalancas están en posesión de mando.

- *Paneles laterales*

En los paneles laterales están situadas las minipalancas para los puestos de comandante y piloto. En este caso, las minipalancas disponen de un botón de posesión, a través del cual se establece la prioridad de mando.

- *pedestal central*

Contiene los siguientes elementos:

Mando de control de los frenos aerodinámicos.

Mando de compensación de timón. Existe indicación local de la posición de compensación, aunque esta se refleja también en la pantalla ECAM de presentación de datos. Las pantallas ECAM (*electronic centralized aircraft monitoring*) presentan formación de estado y de las alarmas en sistemas y motores.

Palanca de control de los flaps y de mando de compensación de cabeceo.

- *Panel principal de instrumentos*

Destacan las pantallas de presentación de datos primarios de vuelo de comandante (PFD CAPT) y piloto (PFD/O).

La información permanente de situación de slats y flaps se encuentran en la pantalla ECAM del motor.

- *Paneles del timón*

Los pedales del timón están interconectados y permiten el control en guiñada mediante modo de actuación mecánico.