

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 básica a otra del sistema se hace de forma automática y en función del número y de la categoría del fallo que se produce a bordo.

Ley de control Normal y sus modos

12.7 La ley de control Normal es el conjunto de relaciones de control de vuelo que se establecen para la operación del avión en condiciones normales. La ley admite, incluso, la presencia de un fallo simple en el sistema.

El fallo simple puede afectar a los detectores del propio sistema, al sistema de energía eléctrica, al sistema hidráulico del avión, e incluso a un ordenador de control de vuelo (ver el apartado siguiente "Ordenadores de a bordo").

Desde el punto de vista operacional, que interesa en estos momentos, la ley de control Normal incluye los siguientes objetivos de control del avión:

- Compensación automática en cabeceo
- Compensación automática para el elevador en el curso de virajes hasta un cierto ángulo, normalmente 33°
- Coordinación de virajes
- Amortiguamiento del balanceo del holandés
- Disminución del resbalamiento
- Protección frente a señales de entrada realizadas por el piloto que sitúan el avión fuera de la envolvente de vuelo, además de protección frente a cargas estructurales que exceden ciertos límites.

Valores normales de protección son para cargas de $+2g$ a $-1g$, con el avión en configuración limpia, y de $2g$ a $0g$ con dispositivos de hipersustentación extendidos.

12.8 La ley de control Normal tiene tres Modos, que estudiamos brevemente a continuación.

a) Modo de vuelo

Es la parte de la ley que establece los objetivos para los ejes lateral y longitudinal del avión.

1) Eje lateral

La ley establece que el desplazamiento del órgano de mando (minipalanca a volante) origina el cambio de la carga vertical del avión.

Por consiguiente, esta parte de la ley elabora órdenes para que el desplazamiento de la minipalanca se traduzca en un cambio de la trayectoria de vuelo.

Cuando se suelta la minipalanca, el avión mantiene la trayectoria conseguida sin necesidad de posterior compensación.

2) Eje longitudinal

El desplazamiento de la palanca inicia el régimen de balanceo. La petición de maniobra en balanceo, que inicialmente es de velocidad de inclinación, se convierte de forma automática en petición de ángulo de inclinación. Los ordenadores elaboran las órdenes de mando para inclinar el avión en el ángulo resultante, vía alerones y timón.

Si el ángulo de inclinación no es alto, digamos no es superior a 33° , la inclinación del avión se mantiene cuando se suelta la palanca.

Hay sistemas donde la petición de maniobra según el eje longitudinal es directamente de ángulo de inclinación y no de velocidad de la misma. Por ejemplo, en aviones que no tienen la gran inercia de los grandes "jumbos".

La presión sobre los pedales en este modo da lugar a resbalamiento e inclinación. Tanto uno como otro se estabilizan automáticamente si la palanca de mando está libre.

La ley C*U

Como hemos visto, una de las ventajas principales del pilotaje por mando eléctrico es que permite la elaboración de leyes de control de vuelo. Esto significa que la relación lineal y directa entre los mandos de vuelo y las superficies de control, propia de los sistemas convencionales, es sustituida por rutinas de cálculo. Las rutinas interpretan la entrada que efectúa el piloto en los mandos como petición o demanda de la respuesta que debe dar el avión. A partir de aquí el sistema desplaza las superficies de control de vuelo hasta que se obtiene la demanda. Si la palanca se suelta el avión vuelve a 1g, valor corregido según la actitud del avión en cabeceo e inclinación.

La denominación técnica que recibe la ley más avanzada de control del avión en profundidad es C*U (se lee C-estrella-U). Es, en realidad, un código-programa que controla la demanda de maniobra en cabeceo. C*U es el término que emplean los especialistas en control de vuelo para describir la relación que existe entre el régimen de cabeceo del avión y el factor de carga de maniobra.

La variable de control dominante en las relaciones C*U para bajas velocidades de vuelo es el régimen de cabeceo del avión. Cuando aumenta la velocidad del aire la variable principal es el factor de carga.

El término U introduce un parámetro de estabilidad de la velocidad del avión. La lógica que incorpora esta parte de la ley tiene en cuenta la variación de la velocidad del aire en relación con la velocidad ajustada tras la compensación. La variación de esta velocidad (o el cambio de la configuración del avión) dará lugar a la variación de la actitud de cabeceo para mantener la velocidad constante.

b) Modo de tierra

El Modo de tierra está disponible antes del despegue (V_{LOF}) y después del contacto de las ruedas con la pista.

En este Modo existe relación directa entre la posición de la palanca/volante de mando y pedales, y las superficies de control.

Tras el despegue, o bien en la trayectoria inversa, próximo el contacto del avión con la pista, se mezclan proporcionalmente los modos de vuelo y de tierra para efectuar una transición suave.

c) Modo de aterrizaje

Este Modo es en realidad una ley especial de pilotaje, que estudiaremos más adelante. Digamos, de momento, que la señal de entrada del piloto introduce un incremento de la actitud del avión en cabeceo, hasta un valor de referencia. El incremento es función de la señal de altura que proviene del radioaltímetro.

Todo ello es consecuencia de la ocultación que la ley C*U hace del efecto sugalo (véase el apartado 12.15).

Ley de control Alternativo y sus modos

12.9 Representan el conjunto de rutinas automáticas de vuelo preparadas para ejecución en el supuesto de las siguientes circunstancias:

- Presencia de averías en número superior a las máximas permitidas en la ley de control Normal.
- El avión entra también automáticamente en esta ley cuando las averías no son, por su número o importancia, suficientes para conducir al sistema a los procedimientos de la ley de control Directo.

En los dos casos citados, el sistema de pilotaje pasa automáticamente a esta condición alternativa o intermedia.

Se establece en diseño que la probabilidad de entrada del avión en las leyes de control Alternativo es de 10^{-5} /hora de vuelo.

Bien entendido, la entrada del sistema en los procedimientos alternativos ocasiona ciertas pérdidas en el automatismo de control de vuelo y en los niveles de protección que proporciona el sistema.

No obstante, conserva un gran número de las características presentes en la ley de control Normal.

12.10 La ley de control Alternativo tiene también tres modos.

Los modos de tierra y de aterrizaje no varían respecto a los vistos en el caso de la ley de control Normal.

En el Modo de vuelo hay degradación de funciones, que dependen del avión, de la velocidad del mismo en un instante determinado y de la configuración actual.

Ley de control Directo y sus modos

12.11 Es el modo inferior del sistema. Más allá de la ley de control Directo sólo existe, en su caso, un sistema de emergencia de respaldo mecánico. Normalmente el sistema de respaldo funciona en dos ejes del avión.

La probabilidad (diseño) de entrada del avión en este modo es de 10^{-7} /hora de vuelo. La existencia (usual, en la práctica) de sistema mecánico de respaldo permite el control lateral y longitudinal del avión en el caso de fallo completo de energía eléctrica.

12.12 La ley de control Directo, de nuevo, tiene tres modos.

Los Modos de tierra y de aterrizaje no varían respecto a los vistos en el caso de la ley de control Normal.

En el modo de vuelo hay relación directa entre la posición de la minipalanca/volante de mando y las superficies de control.

El piloto se conecta directamente a las superficies de control de vuelo, de manera que existe relación directa entre la posición de los órganos de mando y las superficies aerodinámicas. Todas las protecciones de vuelo se pierden y la compensación se realiza de forma manual.

Se pierden todas las protecciones del sistema.

Reconfiguración de las leyes de control

12.13 Las leyes de control se reconfiguran de forma automática en caso de averías en el sistema.

La Fig. 35.33 muestra el esquema de reconfiguración. Los puntos claves del algoritmo de reconfiguración son éstos:

- La ley de control Normal no se pierde después de un fallo simple en el sistema.
- De acuerdo con el número y la naturaleza de los fallos subsiguientes se produce el cambio automático desde la ley de control Normal a la Alternativa, o a la de control Directo.

Leyes especiales de pilotaje

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

Las leyes especiales pueden afectar a la práctica totalidad de aviones que se pilotan por mando eléctrico, o bien a un grupo determinado de ellos.

Ejemplo del primer caso es la ley de aterrizaje, que modifica la ley Normal C*U de cabeceo del avión. Puesto que la ley C*U o sus variantes es seguida práctica-

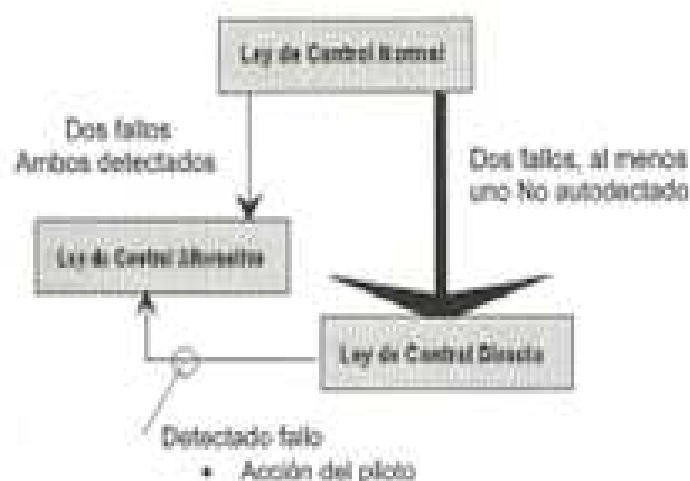


Fig. 15.33 Esquema de reconfiguración de las leyes de pilotaje

mente por todos los sistemas, quiere decirse que la ley de aterrizaje afecta a la totalidad de los aviones.

Ejemplos del segundo caso se aplican en los últimos aviones que han entrado en el mercado, por ejemplo A340. Tienen implementadas leyes especiales para disminuir el riesgo de contacto de la cola del avión con la pista durante la rotación, o para mejorar la actuación en el despegue.

Dentro de las leyes especiales de pilotaje hay que considerar las protecciones de vuelo.

Ley de aterrizaje

12.15 El modo de vuelo en cabeceo de La ley de control Normal C*U enmascara y oculta el efecto suelo (la Nota al pie de página contiene una breve referencia del tema). La ocultación del efecto es tal que induciría al piloto a la maniobra de “picar” para posar el avión en la pista.

Por esta razón se ha introducido la ley especial de aterrizaje. La ley modifica las rutinas básicas de la ley Normal (cabeceo) cuando el avión se encuentra a una determinada altura de la pista.

Las rutinas de la ley se activan cuando el avión desciende a 50 pies sobre la pista. La actitud del avión en este momento se memoriza en el ordenador y es la referencia inicial para la posición de cabeceo. Técnicamente, el cambio se explica así: el algoritmo de demanda de control de maniobra que se hace en el Modo de vuelo normal (C*U) pasa, según la ley de aterrizaje, a demanda de control de *actitud* del avión. De ahí que se memorice ésta al paso por 50 pies, actitud que se mantiene hasta 30 pies.

Por debajo de 30 pies la actitud de referencia cambia progresivamente hasta llegar a -2° (proa abajo), situación que invita al piloto a tirar de la palanca para compensar y restituir de esta forma el efecto suelo convencional.

12.16 La ley especial de aterrizaje, que se puso a punto después de un proceso laborioso de comparación y experimentación, consigue los siguientes objetivos:

- Como se ha dicho, restaura para el piloto la sensación del avión entrando (o saliendo) del efecto suelo.
- Prevenir, mientras tanto, la entrada del avión en un régimen de descenso excesivo.
- Uniformidad de respuesta en cualquier situación de peso y centrado del avión.
- Permitir, si es necesario, el empleo total de los dispositivos de hipersustentación.
- Facilitar, si es el caso, la transición suave para "Motor y al aire".

Ley de V_{MCG} (Velocidad mínima de control en el suelo)

12.17 Es una ley que se ha implementado para mejorar la actuación de los aviones de gran radio de acción cuando operan, por circunstancias ocasionales o comerciales, en rutas de baja densidad, normalmente en pistas cortas. La actuación del avión de gran inercia en estas pistas está supeditada, la mayor parte de las ocasiones, al valor mínimo de la velocidad de control en el suelo V_{MCG} . Ello es así ante la necesidad de compensar el momento de guiñada que introduce la parada de un motor marginal (motor crítico). En este caso, no lo olvidemos, coincide el hecho de la gran inercia del avión, un factor que podría retrasar el reconocimiento físico de la parada del motor por parte del piloto.

La ley de V_{MCG} introduce⁽¹⁾ artificialmente un incremento de momento de guiñada contrario al que provoca la parada de motor. El momento contrario se efectúa desde luego con el timón, pero se incrementa mediante la extensión en la misma semiala de "spoilers" y ailerones, desplazados en sentidos opuestos. Las superficies que colaboran en la creación del momento de guiñada contrario se extienden automáticamente cuando el piloto actúa con decisión en el pedal, para compensar la guiñada provocada por la parada del motor.

El "efecto suelo" es, en realidad, un conjunto de varios fenómenos aerodinámicos que afectan al avión en vuelo cerca del suelo, o próximo a la superficie del mar. Influye en la estabilidad longitudinal del avión al disminuir el flujo ascendente y descendente del aire que rodea el avión. La acción que el viento ejerce sobre el plano horizontal de cola es la disminución del ángulo de "Downwash", el ángulo descendente de la corriente. El aire, entonces, incide en el estabilizador horizontal con un ángulo (negativo) más pequeño, de manera que la carga aerodinámica de la cola disminuye. La proa del avión tiende a bajar, y el piloto debe contrarrestar esta tendencia tirando hacia atrás de la palanca. Cuando el avión sale del efecto suelo sucede lo contrario. El efecto suelo aparece normalmente cuando el avión vuela a una altura equivalente al 20% de la envergadura del ala.

La sustentación del avión aumenta cuando entra en la zona de "efecto suelo". El incremento se sitúa en torno al 10%. Además, la resistencia aerodinámica disminuye. La razón de este comportamiento reside en el "enderezamiento" general de la corriente de aire alrededor del avión. Puesto que el enderezamiento de la corriente de aire supone una fuerza vertical de sustentación más recta, digamos menos inclinada, la resistencia aerodinámica disminuye también porque es menor la resultante aerodinámica que actúa como fuerza de arrastre. La parte de resistencia aerodinámica que disminuye cerca del suelo es la resistencia inducida, la debida a los torbellinos del ala. El avión necesita menos potencia o empuje para volar dentro del efecto suelo, algo que han aprovechado muchos pilotos de aviones de hélice en largos vuelos sobre el océano, en situaciones de guerra y de paz.

Normalmente, además de una presión determinada sobre el pedal de dirección deben cumplirse y coincidir una serie de condiciones lógicas previas a la extensión de las superficies de control citadas.

Ley de V_{MU} (Minimum unstick speed)

12.18 La ley de V_{MU} es un procedimiento de optimización de actuaciones del avión durante la rotación.

Conforme a la normativa vigente, V_{LOF} debe ser 1,1 veces (1,05 con un motor inoperativo) la velocidad "unstick" (V_{MU}). V_{MU} es la velocidad (CAS) mínima del avión a partir de la cual las ruedas pueden dejar el suelo, e iniciarse un ascenso positivo. V_{MU} depende, desde luego, de la capacidad de sustentación del avión, pero también, y de forma indirecta, de la posible interferencia o contacto de la cola del avión con el terreno cuando realiza la rotación. La interferencia de la cola puede limitar el ángulo de rotación utilizable y con ello la capacidad máxima de sustentación en dicho momento, con independencia del C_L de los dispositivos de hipersustentación de que está dotado el avión. Ver una breve introducción de esta problemática en la Fig. 35.33a.

La velocidad V_{MU} es de particular interés en los modelos de aviones que tienen sucesivas series con fuselaje alargado (*stretched*), de los cuales hay un buen repertorio en el mercado: Airbus (A321, A330-300, A340-300) y Boeing (Boeing 737-800, 777-300), entre muchos otros. Con el fin de impedir el contacto de la cola con la pista un avión de este tipo puede estar limitado en despegue por la actitud del fuselaje durante la rotación más que por la capacidad máxima de sustentación disponible. Una situación de este tipo, no hay que decirlo, conduce a un avión con una velocidad V_{MU} mayor que la deseable, pues necesita mayor carrera de despegue.

La ley de V_{MU} es de hecho un programa de estabilidad del avión en cabeceo para realizar la rotación del avión sin que la parte posterior del fuselaje haga contacto con la pista. El máximo provecho de la ley de V_{MU} se obtiene cuando el avión dispone de un tren de carretón de palanca (*bogie basculante*) que vimos en la Fig. 34.12. En efecto, la posibilidad de mantener sobre el suelo las ruedas posteriores del bogie mientras éste pivota hacia arriba es una solución efectiva. Permite conseguir la actitud del avión deseada y distancia entre el suelo y la parte inferior de cola del fuselaje.

Funciones de protección de vuelo

12.19 En torno a la ley de control Normal de vuelo se articula un conjunto de programas especiales cuya función primordial es mantener el avión dentro de la envolvente de vuelo.

¹Recordemos en este momento que V_{MU} es aplicable durante la carrera de despegue, y es la velocidad (CAS) mínima que permite controlar el avión con el uso exclusivo del timón de dirección cuando falla el motor crítico, sin emplear el sistema de dirección en tierra. Se impone para su determinación la limitación ya señalada de 68 kg. (150 lb) de fuerza en el pedal. Además, el avión no debe desviarse lateralmente más de 30 ft desde que se produce el fallo del motor crítico hasta completar la maniobra de recuperación, usando técnicas de pilotaje normales.

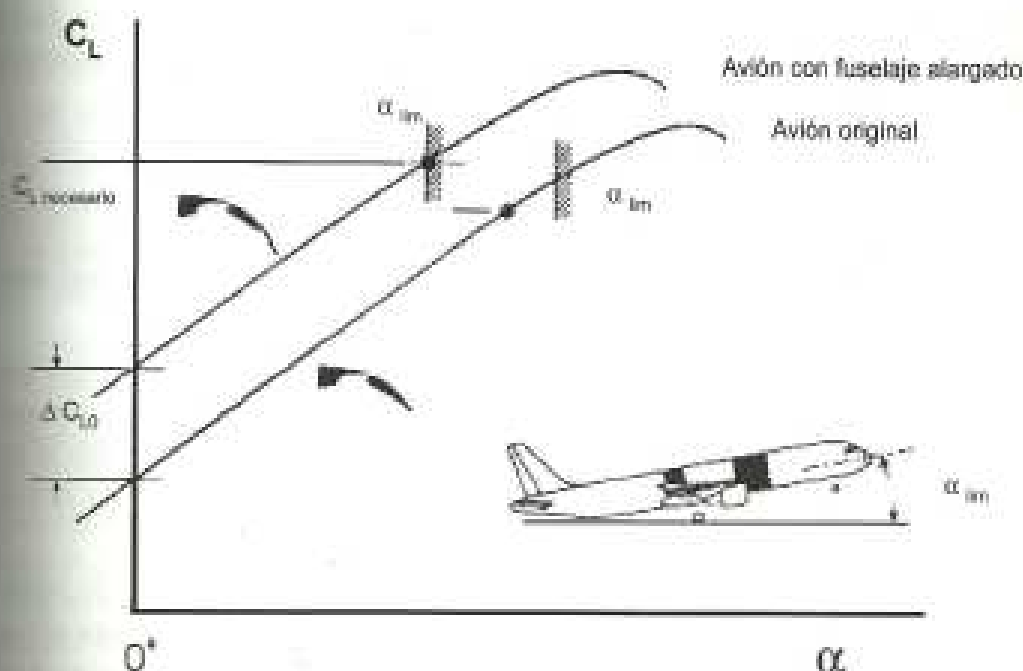


Fig. 25.33a En los aviones con fuselaje alargado, como el del esquema, con dos "rodajas", se pretenden las mismas actuaciones en la pista (despegue y aterrizaje) que su predecesor, el avión "abuelo". El fuselaje alargado disminuye el ángulo de ataque original en unos 2° , de manera que el avión está obligado a conseguir la sustentación que precisa con menor ángulo de ataque. Por lo común es necesario adoptar un C_{L0} más sofisticado que en el avión base original, con dos o más ranuras, y un incremento de empuje para satisfacer los requisitos de ascenso y la mayor resistencia aerodinámica total.

Este conjunto de leyes recibe el nombre de protecciones de vuelo.

Las leyes de protección de vuelo no implican limitación de la autoridad del piloto. Quiere decirse que el mando total del avión se mantiene en todos los puntos de la envolvente normal de vuelo. Lo que sucede es que los ordenadores están programados para que, con independencia de la señal de entrada introducida en la palanca, se protege la entrada del avión en ciertas maniobras. Sólo en este sentido de protección hablamos en el texto de "disminución" de la autoridad del piloto.

Las maniobras siguientes forman parte del catálogo de protecciones:

- Factor de carga excesivo que puede dañar la estructura (protección de carga de maniobra y alivio de cargas por ráfagas de aire).
- Entrada en pérdida.
- Velocidad del aire que excede límites operativos.
- Actitudes excesivas del avión en profundidad e inclinación.

Además de estas funciones típicas de protección de vuelo se introducen otras relacionadas con la mejora de la estabilidad dinámica. Una función de este tipo que introduce el *Airbus A340* es la de antiturbulencia, que describimos someramente más adelante.

Si se observa con detenimiento la explicación anterior se puede concluir que las leyes especiales introducen funciones que afectan a tres campos distintos del

avión: 1) la protección de vuelo, en su más puro sentido; 2) funciones para disminuir los esfuerzos en la estructura; 3) funciones para mejorar el amortiguamiento de algunos modos de estabilidad dinámica que exhibe el avión.

En lo que sigue nos referimos brevemente a estas funciones.

Protección de la carga de maniobra

12.20 Esta función controla la carga de maniobra del avión, normalmente entre $+2,5g$ y $-1g$.

Como es sabido por la mecánica clásica, para conseguir la aceleración que precisa cierta maniobra de vuelo se debe imprimir al avión una fuerza total determinada. Esta fuerza ($F = m \cdot a$) es invariable para la maniobra en cuestión, pero lo importante a efectos estructurales es cómo se distribuye en el avión la carga que representa la fuerza.

En los aviones comerciales que tienen implantada la protección de carga de maniobra, el momento de flexión que produce la sustentación del ala en su encastre se modifica mediante la variación del punto de aplicación de la resultante aerodinámica (es decir, variando el centro aerodinámico). Esto se explica gráficamente en la Fig. 35.34. El gráfico (b) de la ilustración refleja cómo el centro aerodinámico del ala se desplaza hacia el interior en el momento en que actúa el sistema de protección. La distribución de la sustentación sobre el ala se modifica por completo, como refleja el gráfico (a). En definitiva, el momento flector en el ala (c) disminuye en el encastre debido a que la resultante de la sustentación actúa con un brazo más pequeño.

En el *Airbus A330* y *A340* es posible efectuar un "tirón" rápido, hasta $2,5g$. Para reducir la carga de esta maniobra los alerones se desplazan hacia arriba y los tres spoilers exteriores se extienden para cargas superiores a $2g$. Como el movimiento de estas superficies origina un momento de cabeceo del avión (proa arriba) es necesario que el elevador compense esta actitud del morro.

Alivio de cargas debidas a ráfagas

12.21 Al contrario de lo que sucede en el avión comercial, la estructura del avión de combate está limitada normalmente por el factor de carga. En este tipo de avión suele tener poca relevancia la carga que introducen las ráfagas de aire, excepto en situaciones muy concretas y límites de vuelo.

En el avión comercial, ya lo vimos en el Capítulo 1, las ráfagas de aire dominan los extremos de la envolvente de vuelo.

Las ráfagas ascendentes son las más importantes desde el punto de vista estructural del ala. Inducen fuerzas de sustentación adicionales a las que ya está produciendo el ala.

La protección frente a las cargas inducidas por ráfagas se caracteriza por la rapidez de respuesta, dado que la carga se introduce también de forma súbita. La función consiste, ver Fig. 35.35, en contrarrestar la carga que induce la ráfaga me-

durante la extensión de alerones y spoilers. El elevador se modifica de acuerdo con la demanda de movimiento que realizan estas superficies.

LAF tiene dos estados posibles: activa e inactiva. La función se activa cuando la diferencia de factor de carga entre la demanda que hace el piloto y la real del avión es superior a 0,3g. En este caso se producen estos acontecimientos:

- Los alerones se desplazan de modo simétrico hacia arriba. Si hay demanda previa de alerones, éstos suben a un máximo adicional de 10°.
- Extensión simétrica de cierto número de spoilers. Si hay demanda previa de *spoilers*, éstos se extienden a un máximo adicional de 25°.

La función LAF, como es lógico, se inhibe en circunstancias determinadas de operación, por ejemplo cuando el mando de flaps no está en posición neutra. El sistema pasa a la condición inactiva cuando transcurren 0,5 segundos con aceleración inferior al umbral ya citado.

Hay aviones que tienen implementada una función muy similar a LAF, denominada FLE (*Fatigue Life Enhancement*). FLE no está dirigida a reducir las cargas que impone la presencia de ráfagas muy fuertes en la estructura del ala, sino las debidas a ráfagas de mayor frecuencia pero de menor intensidad. FLE está implementada en el transporte militar C-34, para aumentar la vida de fatiga de la aeronave, puesto que este tipo de carga afecta de forma importante a la fatiga del material.

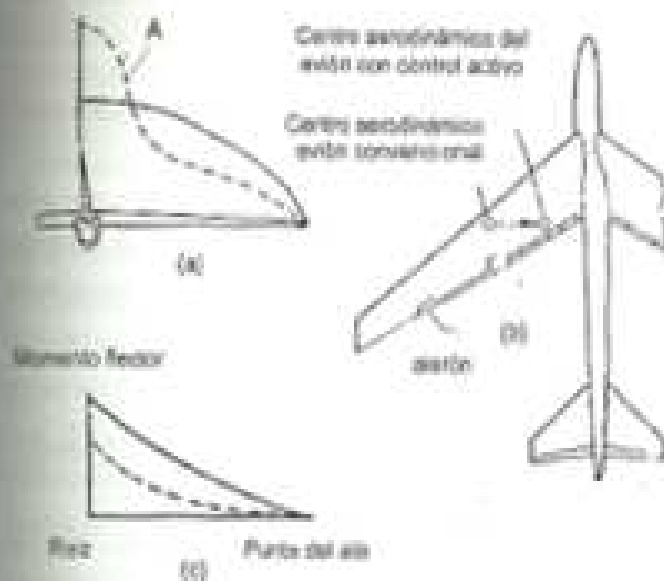


Fig. 35.34 Función de protección de carga de maniobra. En líneas de puntos (A) distribución de la sustentación y momento flector del ala con la función de protección activada.

Protección de ángulo de ataque alto

12.22 Es la función que protege de la entrada en pérdida. Concede la capacidad para alcanzar y mantener un valor alto del coeficiente de sustentación C_L , con la palanca completamente atrás, sin exceder el ángulo de ataque de pérdida.



Fig. 35.35 Función Load Alleviation Function (LAF), o alivio de cargas debidas a ráfagas.
 A Distribución de la carga de sustentación con la función LAF desactivada.
 B Distribución con la función LAF activada.

La Fig. 35.35a, gráfico de la izquierda, muestra las zonas en que se divide el campo operativo de ángulo de ataque.

Alpha protection (α_{prot})

Es el máximo ángulo de ataque que puede alcanzarse con la palanca libre. La compensación automática del avión finaliza en este punto. (No tiene sentido práctico volar largas distancias a velocidad tan baja.) También en este punto se retraen los frenos aerodinámicos en el caso de estar desplegados.

Alpha floor (α_{floor})

Es el ángulo de ataque que activa gases automáticos (*auto-throttle*) aunque este sistema se encuentre en OFF. El régimen de empuje que activa la función de protección es TOGA (*Take-off and Go Around*). Condición adicional de activación es una altura superior a 100 pies.

Alpha max (α_{max})

Es el máximo ángulo de ataque alcanzable con la palanca completamente atrás.

12.22a La protección de ángulo de ataque alto actúa a través del elevador desde el punto de vista mecánico. Cuando el ángulo de ataque sobrepasa α_{prot} el elevador abandona su modo de operación normal y pasa al de protección, donde el ángulo de ataque del avión es proporcional al desplazamiento de la palanca (petición directa de ángulo de ataque y no de introducir una carga vertical en el avión de acuerdo con la ley C^*). El ángulo de ataque máximo (3° a 5° inferior al de pérdida) no se puede exceder, aunque la palanca se lleve completamente atrás.

Para explicar la protección desde el punto de vista operacional supongamos que el avión se desacelera, con la palanca libre, mandos de gases en ralenti, y nivelado, Fig. 35.35b. La

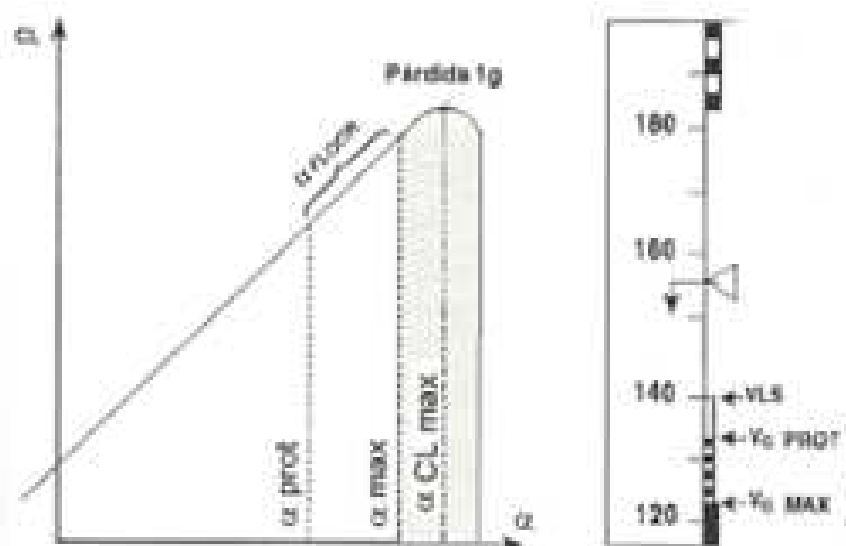


Fig. 35.35a Función de protección de ángulo de ataque alto.

A la izquierda zonas de división del campo operativo del ángulo de ataque. Cuando se alcanza el valor α_{max} se produce cambio de modo, en el curso del cual el desplazamiento de la palanca es una petición directa de ángulo de ataque y no de introducir carga vertical en el avión. Esto sucede desde α_{max} hasta $\alpha_{CL\ max}$. El valor α_{max} no se puede exceder aunque la palanca se sitúe completamente atrás. Si se suelta la palanca el avión retorna a α_{prot} . La zona $\alpha_{CL\ max}$ es una banda donde se activan gases automáticos (autothrottle) si coinciden ángulos dentro de la banda y altura superior a 100 pies.

El control Normal en cabeceo mantiene el avión nivelado hasta alcanzar la velocidad normal mínima V_{LS} . En este momento se debe tomar una decisión para impedir la desaceleración progresiva del avión. Si no se adopta acción, el avión continúa la desaceleración hasta alcanzar α_{max} . El avión entra en la fase de protección.

Admitimos que el piloto sigue sin adoptar acción de control. En este caso el avión entra en un descenso con el fin de mantener α_{max} y la velocidad que corresponde a este ángulo de ataque.

Cuando el piloto tira de la palanca hacia atrás para interrumpir el descenso y conseguir el vuelo nivelado su petición es por un mayor ángulo de ataque, alcanzando $\alpha_{CL\ max}$ y por tanto se activan gases automáticos, el avión asciende y se obtiene V_{attmax} si la palanca está libre. Tirando de la palanca completamente hacia atrás se intercambia de forma inmediata velocidad por incremento adicional de régimen de ascenso, alcanzando V_{max} . La parte derecha de la Fig. 35.35b muestra la última situación.

Dos notas adicionales de análisis son oportunas en este momento:

- Obsérvese que la protección de ángulo de ataque alto es, típicamente, de carácter aerodinámico, y entra en juego el empuje de los motores por su influencia en la trayectoria de vuelo. En sentido matemático diríamos que es una ley donde se mezclan factores aerodinámicos y energéticos, con el fin de mantener la velocidad mínima normal del avión en V_{LS} o superior a ella. De hecho la activación de la alarma de baja velocidad ("SPEED-SPEED") no es otra cosa que la detección de un avión con bajo

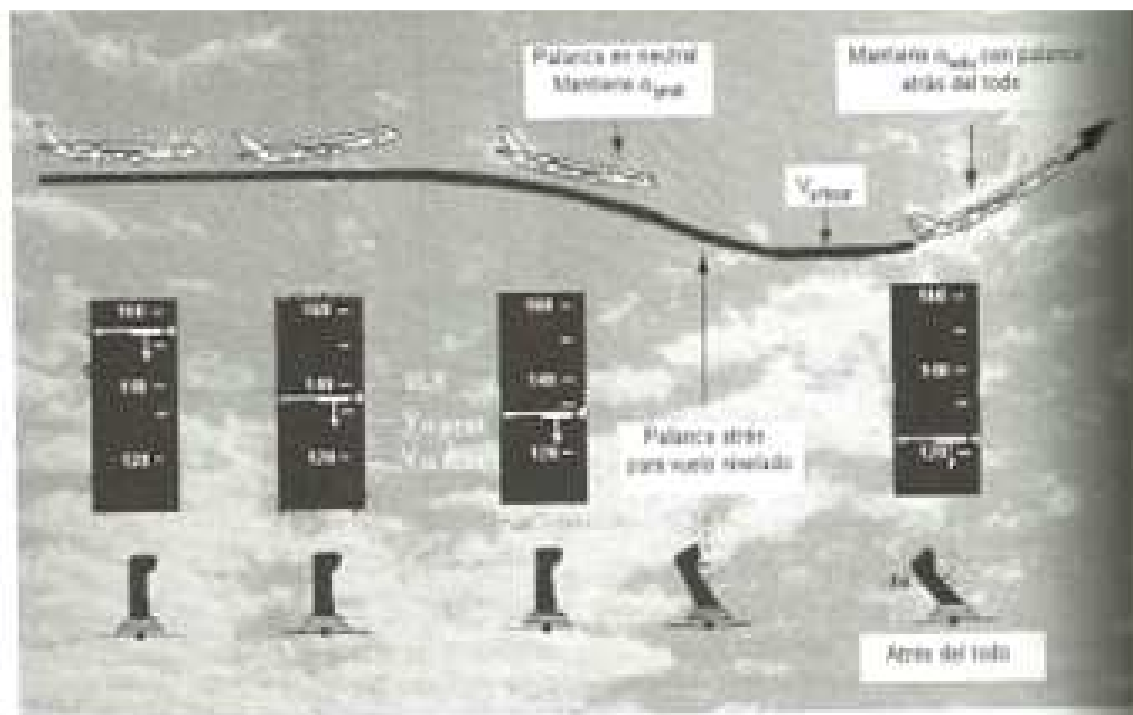


Fig. 35.35b Funcionamiento de la protección de ángulo de ataque a un nivel de energía, o dicho de otra forma, un avión donde la suma algebraica de su velocidad, aceleración y ángulo de la trayectoria de vuelo alcanza valores mínimos.

- La protección de ángulo de ataque permite la actuación natural del piloto en el caso de una emergencia con maniobra evasiva (riesgo de colisión, viralladura del viento, etc.), véase la Fig. 35.35c. El piloto en el avión convencional está obligado a encontrar el mejor régimen en cabeceo (digamos 3° por segundo) y ángulo de ataque óptimo (próximo al *stick shaker*) para efectuar su maniobra de escape en medio de la tensión del momento. En el avión con protección todo ocurre de forma más intuitiva: palanca completamente atrás.

Protección de alta velocidad

12.23 Es la función que protege al avión de superar la velocidad máxima operativa V_{MO} o M_{MO} . A título de ejemplo citamos valores típicos de protección: La activación se inicia con valores de $V_{MO} + 6$ kt y $M_{MO} + 0,01$.

La activación de la función produce disminución de la autoridad del piloto para bajar la proa. La protección de alta velocidad actúa a través del movimiento progresivo del elevador, hasta introducir un máximo de carga vertical de $0,1g$. El resultado final es que la máxima velocidad estabilizada que puede alcanzar el avión con la palanca adelante es $V_{MO} + 15$ kt y $M_{MO} + 0,04$.

Protección de actitud en cabeceo e inclinación

12.24 La primera es una función que disminuye la autoridad en condiciones extremas en cabeceo. El resultado es que queda limitada la actitud de proa arriba del avión (típicamente 15°), y de proa abajo (25° o 30° , según la velocidad).

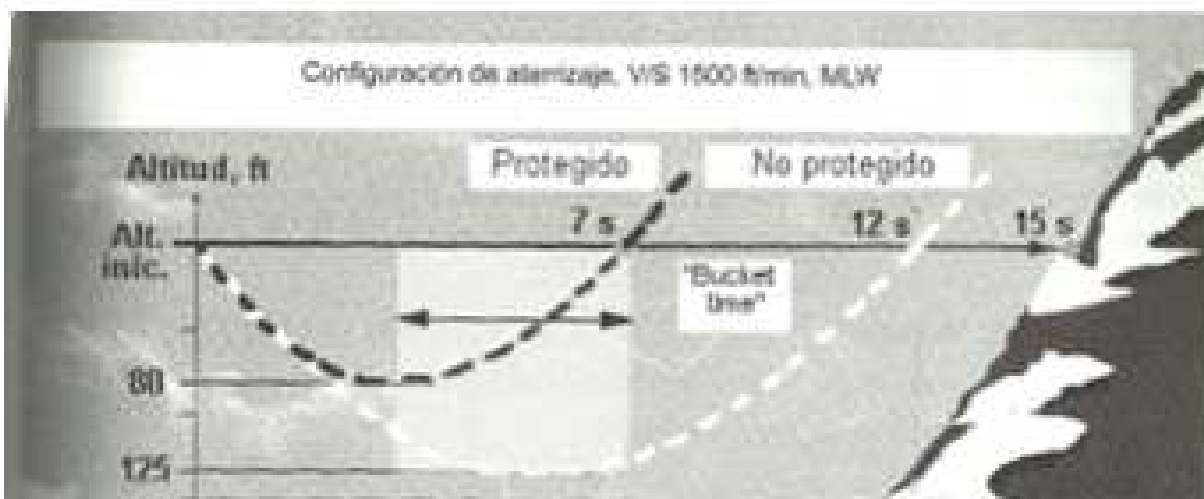


Fig. 35.35c Trayectorias de escape en aviones con y sin protección de ángulo de ataque alto.

La ilustración recoge las trayectorias típicas de vuelo a partir de la activación de la alarma "CAUTION, TERRAIN" del GPWS (Ground Proximity Warning System) para una aproximación con alta velocidad vertical. La alarma "CAUTION, TERRAIN" se activa unos 15 segundos antes de la posible colisión, aunque el valor exacto depende de la configuración del terreno. En el avión convencional se precisa gran entrenamiento y habilidad para conseguir la maniobra de evasión apropiada. En principio hay que establecer el régimen adecuado de rotación del avión para interrumpir el descenso, y más tarde controlar el ángulo de ataque de pérdida.

En el caso del avión con protección de ángulo de ataque alto la acción es simple: echar la palanca completamente atrás y mantenerla allí para conseguir α_{max} y empuje TODA (Take-Off and Go Around). Esta maniobra, a tan baja velocidad y cerca de la pérdida, es prácticamente imposible reproducirla de forma manual. Obsérvese la diferencia de "Bucket time" en una trayectoria y otra.

Nota: - "Bucket time" es el tiempo que transcurre entre el instante que el avión interrumpe el descenso y asciende a la altitud en que se activó la alarma del GPWS).

La protección de ángulo de inclinación incluye las prestaciones siguientes:

- Si la palanca se suelta estando el avión con ángulo de inclinación superior a 33° , el avión retorna a 33° de inclinación.
- La inclinación superior a 33° se mantiene con presión en la palanca, pero la inclinación está limitada a un determinado valor (65° – 70°).

Hay otras protecciones en inclinación aparte de las señaladas.

Así, por ejemplo, si la protección de ángulo de ataque es activa, el máximo ángulo de inclinación queda automáticamente limitado a un valor más bajo que el citado anteriormente.

Arquitectura del sistema *Fly by Wire*

12.25 El sistema *Fly by Wire*, ver Fig. 35.36, en su caso más general, consta de dos unidades fundamentales:

- Órganos de mando cuya función es la elaboración de la señal de mando, es decir, la señal de entrada en el sistema. Es una señal eléctrica.

- Ordenadores de a bordo, que se dividen normalmente en tres grupos: ordenadores de control de vuelo, de control de dispositivos de hipersustentación y ordenadores auxiliares.

Los órganos de mando se estudian en el apartado 12.30

Además de las señales de mando de minipalanca, pedales y mando de aerofreno, los ordenadores primarios de control de vuelo reciben la información siguiente:

1. Unidad de referencia inercial de datos aerodinámicos (ADIRU).
2. Ordenadores de control de Slats/Flaps (SFCC).
3. Sistema de gestión de vuelo (FMGC).
4. Unidad de interfaz con el control de tren de aterrizaje (LGCIU).
5. Señales de acelerómetros de proa y cola para la función de anti-turbulencia (función de Control activo de la aeronave).
6. Señales de giróscopos para amortiguamiento de guiñada.

Los ordenadores producen las señales de mando para los martinets de las superficies de control de vuelo, una vez procesadas las señales de mando e información. También es el estabilizador móvil. La información de los ordenadores también se suministra al ordenador de concentración de Datos de Vuelo (FCDC), que genera las señales para indicación en el sistema electrónico de instrumentos.

Nota. La terminología exacta de componentes de un sistema en particular puede cambiar respecto a la aquí señalada, pero en todos los casos mantendrá la arquitectura que hemos citado.

Los ordenadores de a bordo se estudian con detalle más adelante, en 12.26, como materia de información suplementaria, pero se ofrece a continuación el esquema de clasificación y operación.

Ordenadores de control de vuelo

Se clasifican en dos grupos: primarios y secundarios.

1. Los ordenadores primarios poseen capacidad para ejecutar todas las leyes de pilotaje del avión.
2. 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 acción. Sin embargo, sucede lo contrario en aviones de gran radio de acción, donde suele 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:

- 1) Necesidad de procesar un mayor número de sistemas;

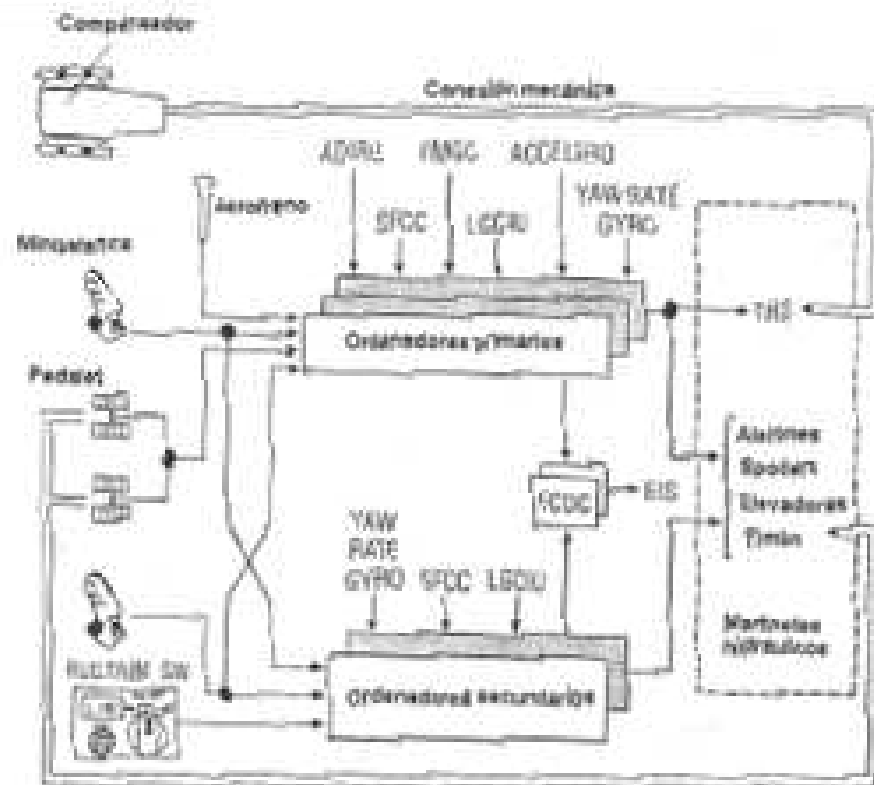


Fig. 35.35 Diagrama esquemático de sistema de pilotaje por mando eléctrico, con tres ordenadores primarios y dos secundarios.

2) Mejorar la despachabilidad del avión (aumento de la fiabilidad por mayor redundancia), 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 (control de slats y flaps).

El conjunto típico de ordenadores de control de slats y flaps está formado por dos ordenadores

Los ordenadores auxiliares cumplen funciones auxiliares a las de vuelo (ordenadores de proceso de datos, con acceso a las salidas de otros ordenadores, para presentar información en la cabina, para almacenar datos de registro para mantenimiento del avión, etc.)

Ordenadores primarios de control de vuelo

12.26 Reciben este nombre el conjunto de ordenadores del sistema que poseen capacidad para ejecutar todas las funciones de vuelo (Normal, Alternative y Directo), ver Fig. 35.36 anterior.

Del conjunto de ordenadores primarios, llamados PRIM en la ilustración, uno de ellos se selecciona automáticamente como principal (MASTER). El ordenador MASTER es el que procesa todas las órdenes de entrada del piloto, o piloto automático, y proporciona señales de control al resto de los ordenadores. Para cum-

plir esta función el ordenador MASTER envía las señales necesarias tanto a los dos ordenadores primarios restantes (PRIM2 y PRIM3) como al conjunto de ordenadores secundarios (SEC1 y SEC2). Unos y otros ejecutan las acciones de mando en sus respectivos canales.

El ordenador MASTER es el encargado de comprobar que sus órdenes de control se han ejecutado correctamente.

Para ello emplea la realimentación (seguimiento de ejecución de las órdenes enviadas por el resto de los ordenadores).

Las señales que recibe del seguimiento efectuado permiten al MASTER ejecutar dos acciones: a) En primer lugar, verificar que sus órdenes se están ejecutando correctamente y que coinciden con las que él mismo ha programado; b) En segundo lugar, este proceso de comparación es a la vez un procedimiento de auto-comprobación, capaz de detectar fallos de cascada en él, y en el resto de los ordenadores.

Como dato de información para los lectores aficionados a la informática señalamos que los tres ordenadores primarios de control de vuelo del *Boeing 777* emplean microprocesadores de 32 bits: Motorola 68040, Intel 40486 y AMD 29050. Entre los lenguajes de programación está ADA. En este contexto, no pase desapercibido al lector uno de los criterios de seguridad del sistema, que comentaremos de forma genérica más adelante, en el sentido de emplear distinta marca de microprocesador en cada uno de los ordenadores.

Ordenadores secundarios de control de vuelo

Son ordenadores que elaboran también órdenes de mando para las superficies principales de control de vuelo, pero sólo a través de leyes del tipo de control Directo. Por consiguiente, no pueden procesar rutinas de control que pertenecen a las leyes de control Normal o de control Alternativo. Uno de los ordenadores secundarios (SEC) actuará como MASTER en el caso de producirse un fallo completo en los ordenadores primarios (PRIM).

Observe, pues, que cada uno de los ordenadores SEC está programado para hacerse cargo completo del control del avión, bien entendido que sólo con las facultades que el diseñador del sistema ha establecido para la ley de control Directo.

Ordenadores para dispositivos de hipersustentación

Como se ha dicho, están dedicados al control de los dispositivos de hipersustentación (slats y flaps). La señal de mando del piloto es procesada por estos ordenadores, normalmente dos, que actúan en las superficies de hipersustentación de borde de ataque o de salida. La realimentación o seguimiento continuo del recorrido de las superficies es enviada a los ordenadores para salvaguardar, en todo caso, de la extensión asimétrica de estas superficies por cualquier causa.



Estantería de ordenadores en el Airbus A-340

Ordenadores auxiliares

Cumplen funciones auxiliares a las de vuelo. Por brevedad, nos referimos aquí únicamente a los ordenadores de adquisición y presentación de datos para tripulación de vuelo, y al ordenador central de Mantenimiento.

Los ordenadores de adquisición de datos tienen acceso a las salidas de los otros ordenadores. Su función es elaborar la presentación de información en la cabina de mando. Están conectados asimismo al ordenador generador de avisos y de alarmas.

El ordenador central de mantenimiento tiene la función general de identificar las averías presentes en el sistema con el fin de facilitar las tareas de los técnicos de mantenimiento. Dicha función se ejerce normalmente en una doble dirección:

- Función de elaboración de mensajes de Mantenimiento. Describen, en expresiones estandarizadas, los fallos presentes en el sistema y los componentes que pueden estar afectados por la(s) avería(s).
- Función de comprobación de Mantenimiento en tierra. Como su nombre indica es el chequeo del sistema con el fin de detectar el estado del sistema y la posible presencia de fallos latentes.

Fuentes de alimentación

12.27 Los ordenadores de a bordo 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 casos de averías mayores en las fuentes de alimentación.

Ejemplo de avería mayor es el fallo de los dos sistemas eléctricos principales del avión.

Criterios de seguridad del sistema *fly by wire*

Se pueden dividir en dos clases: generales para el sistema y para los ordenadores de a bordo.

Criterios generales para el sistema

12.28 Los criterios generales de seguridad del sistema *Fly by Wire* son los siguientes:

1. Pérdida de control en cabeceo: extremadamente improbable ($<10^{-9}$).
2. Pérdida de mando en elevadores: extremadamente remota ($<10^{-7}$).
3. Pérdida de mando en balanceo: extremadamente improbable.
4. Pérdida permanente de estabilizador móvil: extremadamente improbable.
5. Pérdida de mando en timón de dirección: extremadamente improbable.

Este cuadro de seguridad se consigue con provisión de mando mecánico adicional para el estabilizador móvil y timón.

Criterios para los ordenadores de a bordo

12.29 Son los siguientes:

1. Alto nivel de redundancia, hasta cinco ordenadores.
2. Tipos distintos de ordenadores: tres (o dos) primarios y dos (o tres) secundarios.
3. Distintos fabricantes de ordenadores y tipos distintos de microprocesador en el conjunto del sistema (Intel, Motorola, AMD).
4. Cada ordenador está dividido en dos unidades: una que ejerce las funciones de control y otra la de comprobación (monitor).
5. Empleo de tecnología punta, pero muy experimentada.
6. Tipo de software distinto (programas y lenguajes de programación). Los programadores se dividen en equipos independientes.
7. Software de tipo determinista. Este tipo de software se caracteriza porque los programas acceden a los datos exteriores que proporcionan los detectores del avión, pero en ningún caso los datos adquiridos pueden modificar el código de programación.

Minipalancas

12.30 Las minipalancas son mandos pequeños de control que sustituyen al volante o palanca clásica en algunos sistemas de pilotaje por mando eléctrico.

Se pueden distinguir dos grandes líneas de empleo:

- Minipalancas para mando en cabeceo y balanceo. Han aparecido en la aviación comercial con los sistemas de control de vuelo de la firma Airbus. Estos modelos son los que han establecido la norma práctica en este campo.
- Sistemas que mantienen la filosofía clásica de mandos, con volante e incluso con mecanismo de restitución de esfuerzos de tipo convencional. Es el caso de Boeing, con su primer modelo de mando eléctrico *Boeing 777*.

Nos referimos en lo que sigue a las minipalancas. El volante, como tal órgano de mando, se estudió en el apartado 6.3.

Laterales y centrales

12.31 Las minipalancas de mando pueden ser laterales o centrales.

La minipalanca lateral es la posición estándar en aviación comercial. Permite la visión amplia del tablero de instrumentos y proporciona comodidad en el puesto de pilotaje. Han ganado el favor de muchos pilotos.

La minipalanca central es más cómoda y ventajosa cuando se requieren ajustes constantes o frecuentes de la trayectoria de vuelo. Esto sucede, entre otros casos, en aviación militar de transporte, que opera con sendas de aproximación y aterrizaje más profundas (de hasta 8°) y en pistas poco preparadas. Por ello es normal la posición central de la minipalanca (*C-17A*, por ejemplo).

Isométricas e isotónicas

12.32 Cuando se hace presión sobre la palanca ¿qué es preferible, la minipalanca de tensión (isométrica) o de desplazamiento (isotónica)?

Con la introducción de las primeras minipalancas en aviación militar se originó un debate sobre el modo de respuesta físico de la minipalanca a la acción del piloto sobre ella. Había dos tendencias para evaluar:

- a) Minipalanca de tensión o isométrica. Es una palanca inmóvil, cuya respuesta sólo depende de la presión que el piloto ejerce sobre ella.
- b) Minipalanca de desplazamiento o isotónica. Es la palanca que permite el desplazamiento físico de la misma de acuerdo con la presión que se ejerce sobre ella.

La evaluación que se realizó en simuladores marcó las ventajas de la minipalanca de desplazamiento, que a la postre es la que se ha instalado en prácticamente todos los puestos de cabina. Además de ser la preferida por los pilotos hay otro factor en su favor. La señal de mando que introduce el piloto se debe traducir finalmente en señal eléctrica de control; los transductores que funcionan por desplazamiento son más fiables que los de tensión.

Las minipalancas en los aviones Airbus están instaladas en la parte lateral exterior de la posición de cada uno de los pilotos. Los desplazamientos de la palanca son: $\pm 15^\circ$ en cabeceo y $\pm 20^\circ$ en balanceo.

Lógica de prioridad

12.33 Se llama lógica de prioridad (de uso) de las minipalancas las relaciones electrónicas de mando que se han establecido entre ellas (minipalancas de comandante y piloto).

La lógica establecida es particular para cada avión, pero se presenta a continuación un esquema típico.

1. En operación normal: las señales de mando de comandante y piloto se suman algebraicamente ($X + Y$).
2. La pulsación para desconectar el piloto automático se interpreta como acción de toma de posesión del mando.
3. El último piloto que presiona y mantiene el pulsador de posesión adquiere la prioridad. Las señales de entrada del otro piloto se ignoran.
4. Se restablece la lógica de prioridad cuando los botones de posesión están ambos sueltos.

Hay también establecidas un cuadro de prioridades para casos de avería de las minipalancas, que no se estudian aquí. Los pilotos reciben en todo momento anuncios del estado de prioridad de su respectivo órgano de mando.

La Fig. 35.37 muestra la información que se suministra a cada piloto (CAPT y F/O) en el avión A330.



Fig. 35.37. Prioridad de la palanca de mando. Los pilotos reciben en todo momento información del estado de prioridad de su respectiva palanca de mando. La ilustración muestra la información que se suministra a cada piloto (CAPT y F/O), en el avión Airbus A330.

12.34 En el *Boeing 777* se ha mantenido la interconexión entre los dos volantes de mando, al estilo convencional, de tal modo que un volante se desplaza siguiendo los movimientos realizados en el otro. Igualmente sucede con las señales de entrada del piloto automático.

En los aviones Airbus, por el contrario, se ha tomado el camino opuesto. Una minipalanca no sigue los desplazamientos de la otra. Tampoco responden a la señal de entrada del piloto automático.

¿Preferencias sobre este asunto? Todas las opiniones se han oído. Pero en los aviones Airbus rige la regla "*no input, no motion*". La detección natural del factor de carga, o en su caso de la inclinación, es un aviso unívoco de que el otro piloto, o el piloto automático, están señalando entradas en el sistema.

13. OPERACIÓN E INDICACIÓN

13.1 A título informativo estudiaremos en primer lugar el sistema típico de indicación convencional de extensión de slat y flaps de borde de ataque. Más tarde abordaremos la indicación en cabina de aviones equipados con sistema *Fly by Wire*. Téngase presente la gran variedad que existe en este campo entre distintos fabricantes y modelos de aviones.

13.2 La Fig. 35.19, anterior, señaló la disposición de slat y flaps de borde de ataque en la aeronave tipo que sirve de referencia para el tema.

El sistema de hipersustentación del ala está compuesto de slat (posición externa del ala) y flaps de borde ataque (posición interna).

Cada uno de los slats dispone de martinete hidráulico de extensión y retracción, con tres posiciones posibles de recorrido: extendido, semiextendido y plegado.

El martinete hidráulico del slat dispone de mecanismo de bloqueo (arriba, o posición plegada), un microinterruptor de posición de la superficie aerodinámica para el sistema de indicación, y dos válvulas hidráulicas de bloqueo.

Cuando el slat está plegado se engancha al mecanismo de retención y de bloqueo de posición.

El flap de borde de ataque (ver Fig. 35.19) es del tipo Krueger. Tiene sólo dos posiciones, extendido o replegado.

Cuando el mando de flaps de borde de salida se baja un cierto número de grados, digamos cinco unidades, los flaps de borde de ataque automáticamente se sitúan en posición de extensión y los slats en la posición media. El siguiente recorrido del mando del flaps, de 5 a 10 unidades, es suficiente para extender completamente los slats. En caso de avería del sistema normal de hidráulica la extensión de slats se hace con el sistema hidráulico de reserva (ver Capítulo 33). Sin embargo, con este sistema sólo es posible la extensión, pero no la retracción.

Operación de "Slats" y flaps de borde de ataque

13.3 Con anterioridad al despegue los hipersustentadores de borde de ataque se extienden a posición de despegue, de acuerdo con la posición de la palanca de flaps de borde de salida (ver posiciones típicas en la Tabla adjunta, para un avión con slats y flaps de borde de salida).

<i>Posiciones típicas del mando de Flaps (B.S.), combinado con Slat</i>					
Posición	Slat	Flaps	Aplicación		
0	0°	0°		Crucero	Espera
1	18°	0°			Espera
		10°	Despegue		
2	22°	15°	Despegue		Aproximación
3	22°	20°	Despegue	Aterrizaje	Aproximación
FULL	27°	35°		Aterrizaje	

Se comprueba en el sistema de indicación que la luz verde de flaps de borde de ataque extendidos está encendida (LE FLAPS EXT).

Normalmente, la posición típica de flaps de borde de salida durante el aterrizaje está situado en torno a 35°, de tal manera que todo el sistema de hipersustentación de borde de ataque está extendido.

Algunos aviones están dotados de Auto-Slat. En estos sistemas, la extensión del slat desde su posición media a la completa se produce por el efecto de succión aerodinámica, cuando el ala del avión supera un cierto ángulo de ataque.

Los dispositivos de hipersustentación de borde de ataque se pueden extender también con el sistema hidráulico alternativo, para caso de fallo en la línea principal de presión hidráulica. Unos interruptores de accionamiento envían corriente a la bomba hidráulica del sistema de reserva. Tanto los slats como los flaps de borde de ataque se extienden a posiciones máximas. Normalmente, el tiempo de extensión es relativamente largo con esta modalidad.

Indicación en aviones convencionales

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

Todos los sistemas de este tipo funcionan según 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 en cabina.

Los aviones más antiguos tienen un microinterruptor eléctrico en el martinete de accionamiento de estas superficies, a través del cual es posible detectar si el Slat, o el flaps, 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, tal como muestra la Fig. 35.38. Los micro interruptores están instalados en la parte interna del borde de ataque del ala. El slat o flap tiene un captador magnético que está situado en posiciones coincidentes 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.

13.5 Las señales eléctricas de los detectores de proximidad se envían a los paneles luminosos de cabina a través de módulos de acondicionamiento de la señal.

Normalmente hay dos paneles de indicación de situación: el tablero de señalización y el tablero principal de señales luminosas *Master lights*.

a) Tablero de señalización

El tablero de señalización muestra esquemáticamente el conjunto de slats y flaps de borde de ataque.

Cada panel dispone de señal luminosa ámbar, si la superficie está en tránsito, y verde si se encuentra desplegada.

Según el número de posiciones posibles cada panel de slat cuenta con una luz ámbar para tránsito, y dos o tres verdes para posiciones intermedias. En el caso del flap de borde de ataque, con dos posiciones posibles, hay una luz ámbar para tránsito y verde para posición extendida.

b) Tablero de "Master Lights"

El tablero principal de señales luminosas de los dispositivos de hipersustentación de borde de ataque es para lectura rápida.

Es una indicación muy rápida del estado general del sistema.

La filosofía que siguen estas señales luminosas del tablero es la siguiente:

- La luz ámbar del tablero *Master Light* se ilumina si uno cualquiera de los dispositivos de borde de ataque mantiene una posición que no es coincidente con la programada, de acuerdo con el ajuste de la palanca de flaps adoptado.
- La luz verde del tablero *Master Light* se ilumina si todos los dispositivos de borde de ataque se encuentran en la posición de extensión, coincidente con la programada, para el ajuste de la palanca de flaps adoptado.
- No hay señales luminosas cuando todos los dispositivos están en la posición de retracción, siempre que exista coincidencia con el ajuste de la palanca de flaps.

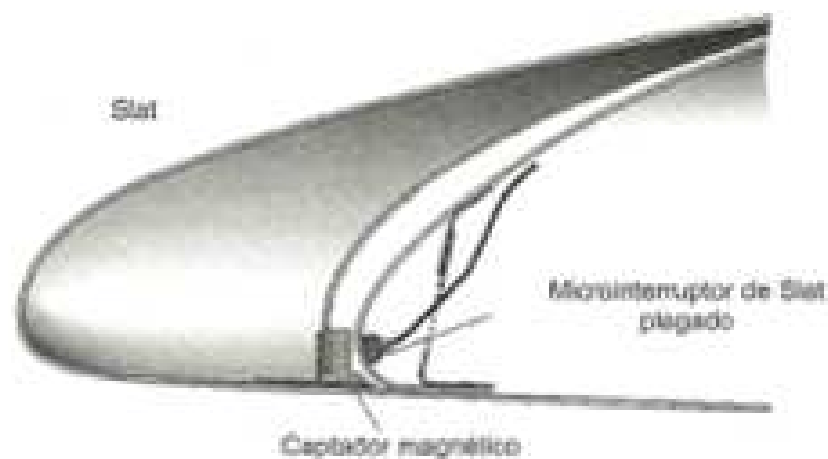


Fig. 35.38 Captador magnético para determinación de posición de superficie de borde de ataque, en este caso el Slat.

Controles e Indicación en aviones con sistemas CRT y LCD

13.6 La Fig. 35.39 muestra el panel de control y de información de un moderno avión con sistema digital de presentación de datos.

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

a) 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. Obsérvese la disposición de los interruptores. Con los interruptores del lado izquierdo se accede a los ordenadores números uno primario y secundario, mientras que en el lado derecho están los interruptores para los ordenadores números dos y tres primarios, y número dos secundario.

b) Panel frontal

Destacan en este panel las luces de prioridad, que señalan cuál de las dos minipalancas tiene la posesión de mando.

c) Paneles laterales

En los paneles laterales están situadas las minipalancas para los puestos de comandante y piloto (Fig. 35.40). En este caso, las minipalancas disponen de un botón de posesión, a través del cual se establece la prioridad de mando. Recuerde que en los aviones Airbus de control por mando eléctrico no hay conexión entre las palancas de ambos pilotos.

d) Panel de control de los frenos aerodinámicos

Contiene los siguientes elementos:

Mando de control de los frenos aerodinámicos

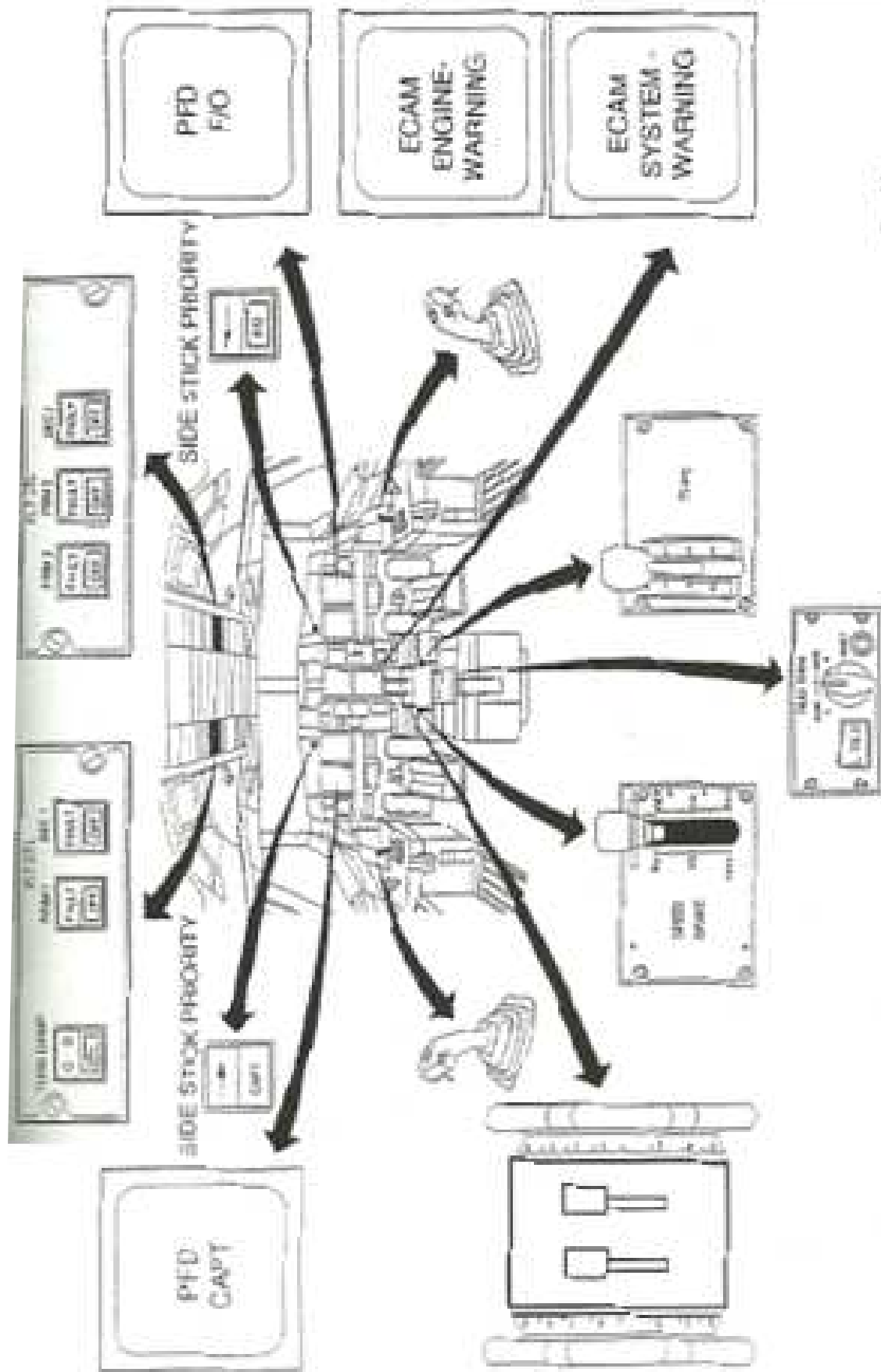


Fig. 2b.29

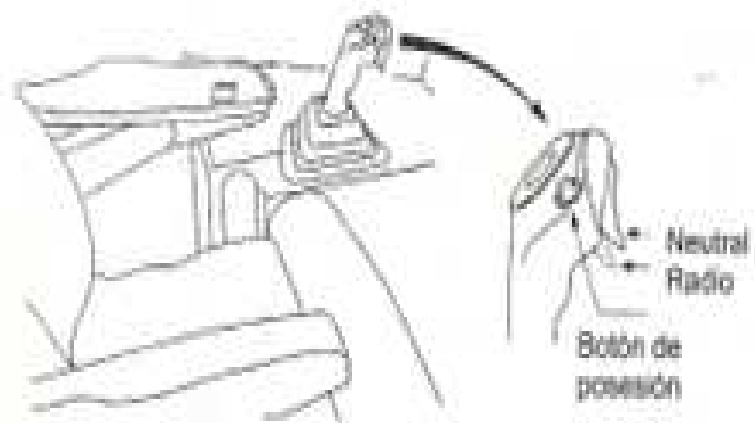


Fig. 35.40 Minipalancas para los puestos de comandante y piloto. En este caso disponen de un pulsador de posesión a través del cual se establece la prioridad de mando



Mando de compensación del timón. Existe indicación local de la posición de compensación, aunque ésta se refleja también en la pantalla ECAM de presentación de datos. Las pantallas ECAM (*Electronic Centralized Aircraft Monitoring*) presentan información de estado y de alarmas en sistemas y motores. ECAM está instalado en los aviones Airbus.

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

e) Panel principal de instrumentos

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

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

La Fig. 35.41 contiene la información general disponible.

f) Pedales del timón

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

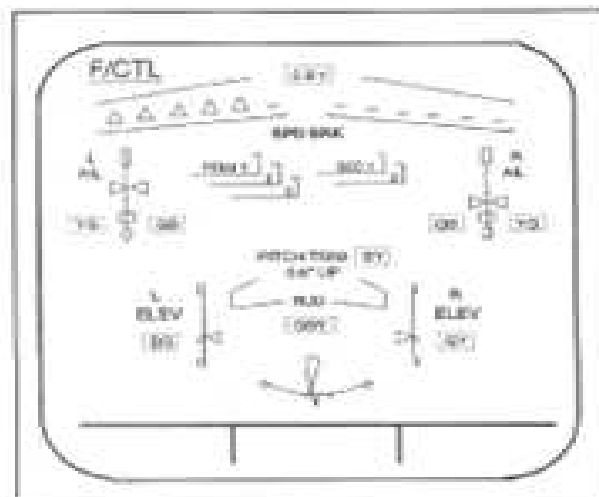


Fig. 35.41 Las pantallas ECAM (*Electronic Centralized Aircraft Monitoring*) presentan información de estado y de alarma en sistemas y motores.

En la parte superior, la señal GBY en verde indica presión hidráulica normal en los tres sistemas hidráulicos del avión. Verde, Azul y Amarillo.

La señal es ámbar si existe baja presión en alguno de los sistemas.

El sector de flechas triangulares dibujado más abajo señala la posición de los spoilers. La flecha en su totalidad indica que los spoilers están desplegados más allá de un cierto ángulo. Si no se muestra el triángulo en su totalidad es indicación de que están retraídos, como se muestra en el lado derecho.

En la parte central se muestra el estado de los ordenadores primarios y secundarios de control de vuelo (PRIM1, 2 y 3 y SEC1 y 2), normalmente en verde.

A la izquierda y derecha está la indicación de posición de los alerones izquierdo y derecho, con índices para posición neutra.

En la parte central se muestra también información de la compensación en cabeceo. A uno y otro lado está la indicación de posición del elevador izquierdo y derecho. Las iniciales de los sistemas hidráulicos que impulsan el elevador, en este caso Blue y Green a la izquierda y Green y Yellow en la derecha, se muestran en verde en condiciones normales de operación. Se tornan a color ámbar en caso de baja presión hidráulica. Finalmente, en la parte inferior se muestra la indicación de control en guiñada.



En aviones con sistema *Fly by Wire* se dispone de instrumentos electromecánicos básicos de control de vuelo y navegación para continuar la operación en el caso improbable de avería en las pantallas primarias de vuelo o en los ordenadores que controlan el grafismo y simbología de pantalla.

En la ilustración se aprecia la posición de los instrumentos básicos electromecánicos de respaldo enmarcados en un óvalo. Para el caso de mal funcionamiento de pantalla, como tal unidad, téngase en cuenta que son multifuncionales, lo cual significa que si una pantalla falla toda la información que contiene se puede transferir a otra en estado operativo.

