

ATA 22

SISTEMAS AVIÓNICA

VUELO AUTOCONTROLADO (AUTO-FLIGHT)

Descripción

1 GENERALIDADES

El vuelo autocontrolado se consigue con un piloto automático (AP) que va provisto de un sistema director de vuelo (FD). Las señales llegan desde el sistema de navegación y desde los sensores del avión. El sistema de vuelo autocontrolado proporciona el control de los servomecanismos para posicionar las superficies de control primario y de compensación del timón de altura del avión. Este sistema proporciona un control automático del vuelo, así como información de guía para ser visualizada en el horizonte director de vuelo (EADI).

1 GENERALIDADES

El sistema de piloto automático (AP) es un sistema triaxial digital que incluye un sistema director de vuelo (FD). Cuando el Piloto Automático está acoplado, el sistema da órdenes a los servomotores que actúan sobre las superficies de vuelo primarias para dirigir automáticamente el avión en los ejes de alabeo, cabeceo y guiñada.

Cuando el piloto automático (AP) no está acoplado, el director de vuelo (FD) proporciona comandos de guiado para que el piloto maniobre con el avión, de la misma forma en que lo haría el piloto automático (AP). Dichos comandos se muestran mediante las barras de mando del horizonte director de vuelo (EADI).

El piloto automático (AP) utiliza los mismos comandos mostrados en el horizonte director de vuelo (EADI) del piloto para controlar el avión a través de las superficies de vuelo.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1	CA8	Panel de Control de Dirección de Vuelo (FGCP)	213	-	22-11-11
2	CA7	Unidad de Acoplamiento y Control (CEU)	213	-	22-11-12
3	CA18	Servo de Alerones	021	031AT	22-11-51
4	CA19	Servo de Timón de Dirección	311	311BB	22-11-53
5	CA20	Servo de Timón de Altura	311	311BB	22-11-55
6	CA15 (CA16)	Indicador/Pulsador de Desacoplamiento del Piloto Automático AP DISENG	211 (212)	-	-
7	CA11 (CA12)	Pulsador SYN	211 (212)	-	27-11-61
8	CA13 (CA14)	Pulsador de Aterrizaje Abortado GA	211 (212)	-	27-11-61
9	CA9 (CA10)	Pulsador de Desacoplamiento del Piloto Automático AP DIS	211 (212)	-	27-11-61
10	UH14 (UH24)	Módulo de Dirección de Vuelo (FGM)	123 (124)	221GL (222GR)	22-11-31
11	PC11	Panel de Int. Aut. AVIONICS 1/AVIONICS 2	217	-	24-61-13
	CA1	Interruptor Automático AP CEU			
	CA2	Interruptor Automático AP FGCP			

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
	CA3	Interruptor Automático AP ROLL			
	CA4	Interruptor Automático AP PITCH			
	CA5	Interruptor Automático AP YAW			
	CA6	Interruptor Automático AP FGCP			
12	CA17	Relé	221	221EL	-
13	ZD20	Unidad de Control IFF/NAV XFR	211(212)	-	31-83-15
	CA50	Interruptor AFCS LNAV CMD			

3 DESCRIPCIÓN

El sistema de Piloto Automático (AP) consta de una serie de periféricos que son controlados, integrados y vigilados por dos Módulos de Dirección de Vuelo (FGM), UH14 (UH24).

Los interruptores indicadores de los paneles CA7 y CA8 constituyen la interface entre el operador y los FGM, UH14 (UH24).

El interruptor AFCS LNAV CMD, CA50 constituye la interfaz entre el operador y las FGM1(FGM2).

Los pulsadores CA9 (CA10), CA11 (CA12) y CA13 (CA14), situados en los volantes de mando, ZD7 (ZD6), constituyen la interface digital entre la mano del operador y el sistema de piloto automático.

La Unidad de Datos de Aire (ADU), FJ1 (FJ2) (Ver CA-A-34-15-00-00A-040A-A), la Unidad de Referencia de Actitud y Rumbo (AHRU), FG1 (FG2) (Ver CA-A-34-21-00-00A-040A-A), y el Receptor Multi-Modo (MMR), RN1 (RN2) (Ver CA-A-34-52-00-00A-040A-A), constituyen la interface entre el exterior del avión y los FGM, UH14 (UH24).

Los servomecanismos CA18, CA19 y CA20 constituyen la relación entre los FGM, UH14 (UH24), y la trayectoria y actitud del avión.

Los datos del sistema se muestran en la Pantalla de Navegación (ND), FP2 (FP4), y la Pantalla de Vuelo Primaria (PFD), FP1 (FP3).

La alimentación eléctrica llega desde el panel de interruptores automáticos AVIONICS 1/AVIONICS 2 a través de los interruptores CA1, CA2, CA3, CA4, CA5 y CA6.

El sistema de Piloto Automático (AP) forma parte del Sistema de Vuelo Autocontrolado (AFCS), sistema que lleva implícitas las siguientes funciones:

- Amortiguación de guiñada (YD), que proporciona estabilización de guiñada, permite realizar virajes coordinados y control de resbalamiento lateral.
- Compensación de cabeceo, automáticamente reduce el valor del par aplicado por el servo-motor del timón de altura, mediante la actuación del sistema de compensación de cabeceo del avión. Dicha compensación se efectúa a fin de evitar daños en los servos.

- Sistema Director de Vuelo (FD), permite el pilotaje manual del avión, siguiendo las instrucciones del director de vuelo, que aparecen como barras de mando en el horizonte director de vuelo (EADI).
- El sistema de piloto automático (AP) puede ser chequeado en tierra y puede conectarse transcurrido, al menos, quince segundos del despegue. La condición de tierra viene dada por el Microinterruptor de Sensación de Tierra (WOW), RX19.

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

4.1 PANEL DE CONTROL DE DIRECCIÓN DE VUELO (FGCP), CA8

4.1.1 Descripción

El Panel de Control de Dirección de Vuelo (FGCP) se encuentra situado en la visera del panel de instrumentos. El FGCP es una unidad de fijación rápida, con interface eléctrica con el sistema a través de dos conectores situados en la parte posterior de la misma.

El FGCP esta formado por un módulo frontal y dos canales de proceso alimentados por 28V c.c. procedentes de la barras BAT BUS 1 y BAT BUS 2, a través de los interruptores automáticos CA2 y CA6. También se reciben 5V c.c. controlados para su iluminación.

El panel frontal de la unidad esta dividido en tres partes: Izquierda, Central y Derecha (figura 2).

Las zonas izquierda y derecha están destinadas al piloto y al copiloto respectivamente, desde ellas se permite seleccionar el rumbo, curso y la fuente de ayuda a la navegación empleada (TAC, VOR, FMS o ILS).

La zona central del FGCP esta dedicada a la selección de los modos básicos y superiores del director de vuelo y piloto automático.

El FGCP es el panel de control mediante el cual se pueden efectuar las siguientes selecciones:

- Selección de los modos para el FD y AP/YD
- Selección de los objetivos de vuelo: rumbo, curso, velocidad, velocidad vertical y altitud.
- Selección de las fuentes de ayudas a la navegación.

La selección de modo, objetivo de vuelo o radioayuda se transmite a las FGM1(FGM2) y a las IOP1(IOP2) mediante buses ARINC 429. La selección del origen (piloto/copiloto) de la radioayuda (HSI SEL) se transmite como señal discreta al IOM1(IOM2).

4.1.2 Operación

El FGCP es el panel de control mediante el cual se realizan las selecciones para el FD. Mediante el acoplamiento del AP, a través del CEU, las órdenes del FD se transmiten a los actuadores de las superficies de control primario.

En las zonas laterales del FGCP están situados los siguientes selectores rotatorios:

- HDG: Selector de rumbo.
- COURSE: Selector de Curso.
- NAV SRCE: Selector de la fuente de origen de navegación para el AP/FD. La fuente de origen para la navegación puede ser TACAN, ILS, VOR ó FMS.

En la zona central del FGCP, destinada a la selección de modos, existen los siguientes pulsadores con las siguientes funciones:

- VS: Pulsador para la selección y mantenimiento de la velocidad vertical. Este pulsador activa el modo vertical de mantenimiento de la Velocidad Vertical (VS).
- IAS: Pulsador para la selección y mantenimiento de la velocidad indicada del aire. Este pulsador activa el modo vertical de mantenimiento de la Velocidad Indicada del Aire (IAS).
- VNAV: Pulsador para la selección del modo de navegación vertical. En este modo el AP/FD adquiere y mantiene la senda vertical computada por el Sistema Gestor de Vuelo (FMS). Este modo vertical sólo está activo cuando lo está el modo de navegación lateral LNAV.

- ALT: Pulsador para el mantenimiento de la altitud barométrica. La altitud barométrica del avión, en el momento de pulsar ALT se fija como objetivo a mantener. Al presionar este pulsador se activa el modo de mantenimiento de altitud (ALT).
- ALT SEL: Pulsador para la selección y mantenimiento de la altitud barométrica. Este pulsador activa el modo ALT SEL, mediante el cual es posible alcanzar y mantener una altitud de vuelo deseada.
- HDG: Pulsador para la interceptación y mantenimiento de un rumbo seleccionado. El rumbo que se desea interceptar y mantener debe ser seleccionada a través del selector giratorio HDG. Una vez seleccionado, el valor del rumbo puede ser modificado actuando sobre el selector giratorio HDG.
- LNAV: Pulsador para la selección del modo de navegación lateral. En este modo, el AP/FD captura y sigue la marcación deseada. La radio-ayuda se selecciona mediante el selector de origen NAV SOURCE, su frecuencia debe ser seleccionada en el panel de control del EFIS, FP5 (FP6). También puede seleccionarse un plan de vuelo almacenado en el FMS.
- BC: Pulsador de ruta inversa. Este pulsador se usa para hacer una aproximación de ruta inversa del localizador seleccionado en el modo de navegación lateral LNAV.
- APP: Pulsador para la selección del modo de aproximación ILS. Permite una aproximación usando como ayuda un ILS, llevando al avión automáticamente hasta la altitud de decisión. Debe haberse previamente seleccionado V/L1 ó V/L2 en el selector NAV SRCE y sintonizado su frecuencia, seleccionado el curso COURSE y el rumbo HDG de interceptación.
- HSI SEL: Pulsador de origen de la fuente de navegación seleccionada. El pulsador HSI SEL nos permite elegir si el origen de las fuente de navegación procede del piloto o del copiloto.

4.2 UNIDAD DE ACOPLAMIENTO Y CONTROL (CEU), CA7

4.2.1 Descripción

La Unidad de Acoplamiento y Control (CEU) está situada en la consola central de la cabina de pilotos. La CEU es una unidad de fijación rápida, con interfase eléctrica al sistema a través de un único receptáculo múltiple situado en la parte posterior de dicha unidad.

La CEU es la unidad mediante la que se acopla o desacopla el Piloto Automático (AP) y el amortiguador de guiñada (YD). Una vez acoplado el AP en el correspondiente modo, es posible modificar mediante la CEU el ángulo de cabeceo o alabeo previamente fijado.

La CEU envía y recibe señales discretas de los actuadores de los mandos primarios así como a ambos FGM.

La CEU recibe alimentación eléctrica de 28V c.c. procedente de la barra BAT BUS 1 a través del interruptor automático CA1 del panel de interruptores automáticos AVIONICS 1/AVIONICS 2. También se reciben 5V c.c. controlados para su iluminación.

Las selecciones realizadas en la CEU mediante los selectores rotatorios TURN y DOWN-UP se transmiten como señales analógicas al IOM1(IOM2) (figura 3).

4.2.2 Operación

Las funciones de la CEU son las siguientes:

- Acoplar y desacoplar el Piloto Automático (AP).
- Acoplar y desacoplar el sistema de amortiguación de guiñada (YD).
- Ajustar los ángulos de cabeceo y alabeo.

La función de YD se activa al acoplar el AP aunque puede funcionar independientemente del mismo.

La CEU dispone de los siguientes mandos con las siguientes funciones:

- Interruptor basculante AP. El interruptor AP se utiliza para acoplar el piloto automático. El AP puede acoplarse, automáticamente, con el avión en cualquier actitud razonable. El AP se acomoda automáticamente a cualquiera de los modos seleccionados en el FGCP.

-
- Interruptor basculante YAW. El interruptor YAW se utiliza para activar el amortiguador de guiñada cuando el piloto automático no está conectado. Hay una conexión mecánica entre los interruptores de AP y YAW de modo que cuando se acopla el piloto automático queda acoplado el amortiguador de guiñada y cuando se desacopla el amortiguador de guiñada se desacopla el piloto automático.
 - Selector rotatorio de cabeceo. DOWN-UP. La rotación del selector rotatorio de cabeceo, mediante dos potenciómetros, produce un cambio de actitud de cabeceo proporcional a la rotación del selector y en la dirección del movimiento del mismo.
 - Mando TURN. La rotación del mando TURN fuera de su posición en el punto de retención utiliza un potenciómetro para producir una orden de alabeo proporcional a la rotación del mando y en la dirección de la misma.

4.3 SERVO DE ALERONES, CA18, SERVO DE TIMÓN DE DIRECCIÓN, CA19, Y SERVO DE TIMÓN DE ALTURA, CA20

4.3.1 Descripción

Cada unidad de servomotor y su rodillo impulsor de servo proporcionan un mecanismo de arrastre preciso, que sitúa las superficies de control primarias y la de compensación del timón de altura en el avión (figura 4).

Cada servo, cuando esta acoplado, toma el control de la cadena cinemática del mando de vuelo asociado a dicho servo. Cada tambor de servo esta unido mediante cables de mando cada uno de los conjuntos de regulador de la cadena del mando de vuelo asociado.

Los servomotores se comunican eléctricamente con las unidades FGM mediante el envío y recepción de señales analógicas y discretas.

Los servomotores tienen un diseño idéntico, diferenciándose únicamente en la forma en que están montados en el avión. Cada unidad de servomotor incorpora un motor de c.c., un tren de engranajes y un embrague.

Cada rodillo impulsor de servo consta de un embrague deslizante de seguridad para sobrecargas, así como de un tambor para la conexión del servomotor a las superficies de control del avión.

Los servomotores pueden desmontarse fácilmente de los rodillos impulsores de servo para el mantenimiento, sin alterar el reglaje del motor.

El Servo de Alerones, CA18, está situado en el ala. Es alimentado con 28V c.c. procedentes de la BAT BUS 2 a través del interruptor automático CA3 del panel de interruptores automáticos AVIONICS 1/AVIONICS 2.

El Servo de Timón de Dirección, CA19, está situado en el cono posterior del fuselaje, en la STA 24006. Es alimentado con 28V c.c. procedentes de la barra BAT BUS 2 a través del interruptor automático CA5 del panel de interruptores automáticos AVIONICS 1/AVIONICS 2.

El Servo de Timón de Altura, CA20, está situado en el cono posterior del fuselaje, en la STA 24006. Es alimentado con 28V c.c. procedentes de la barra BAT BUS 2 a través del interruptor automático CA4 del panel de interruptores automáticos AVIONICS 1/AVIONICS 2.

4.3.2 Operación.

El acoplamiento del piloto automático desde la CEU, produce el acoplamiento del embrague del servomotor, permitiendo así que las señales eléctricas de entrada produzcan una rotación del eje de salida del servomotor. El FGM1 es el encargado de enviar las señales eléctricas (comandos de posición) al servomotor. Un potenciómetro doble es el encargado de enviar dos señales de posición del actuador al FGM para efectuar las correcciones de posición. También se

envían dos señales del par del servomotor al FGM. Dichas señales de par se procesan a fin de activar los correspondientes compensadores y reducir a cero el par del servomotor.

El desacoplamiento del servomotor se produce para prevenir un posible fallo. Son dos los comandos que producen dicho desacoplamiento:

- Desembrague. Comando generado por la CEU, mediante este comando el eje del motor se desacopla del rodillo impulsor.
- Inhibición del motor. Comando generado por la FGM cuando los valores de las dos señales procedentes del mismo sensor indican un error. Con el servomotor inhibido, éste no está controlado pero si mecánicamente unido al impulsor.

Sobre la superficie del rodillo impulsor de cada servo hay una muesca longitudinal para el ajuste al cero eléctrico. Esta muesca debe de alinearse con el taladro de ajuste que existe sobre la base del cabrestante. Cuando ambas marcas se encuentran alineadas el servo esta en su posición de cero eléctrico. El ajuste mecánico de los servos de piloto automático debe ser tal que, cuando los servos esten a cero las superficies de mando deben de estar en su posición de cero aerodinámico. En estas condiciones, el valor de la tensión de los cables de mando de los servos debe ser el nominal (para el valor de temperatura correspondiente).

4.4 MÓDULO DE DIRECCIÓN DE VUELO (FGM), UH14 (UH24)

4.4.1 Descripción

Los Módulos de Dirección de Vuelo (FGM), UH14 (UH24), se encuentran alojados en las Cajas de Vuelo Integrado (IFC), UH1 (UH2). Dichas cajas están ubicadas en el armario de aviónica. Cada FGM esta compuesto por una tarjeta de CPU y una tarjeta de extensión.

La tarjeta de CPU recibe alimentación eléctrica de 28V c.c. a través del Modulo de Fuente de Alimentación Primaria UH11 (UH21) situado en la IFC, UH1 (UH2). Esta tarjeta contiene la unidad de proceso y en ella se realiza la adquisición y emisión de datos vía ARINC. Esta tarjeta de CPU es similar a la contenida por todos los módulos del IFC.

La tarjeta de extensión realiza la adquisición y emisión de señales discretas relativas al sistema de vuelo autocontrolado (TCS y AP ENG) y otras señales analógicas. Esta tarjeta contiene la lógica relativa a piloto automático y amortiguación de guiñada (AP/YD). La tarjeta de extensión contiene la lógica de control de amortiguación de guiñada (YD), la tarjeta procesa los datos de posición y envía las correspondientes órdenes al actuador de guiñada (YDAU) de acuerdo con la ley de amortiguación de guiñada.

Ambas tarjetas se comunican entre sí a través del panel trasero de la IFC. La tarjeta de extensión envía señales discretas y analógicas a la tarjeta de CPU mediante un bus ARINC417.

4.4.2 Operación

Las FGM son las unidades de proceso del sistema de vuelo autocontrolado (AFCS), donde se realizan los cálculos del sistema de AP/FD y del AFCS. A la FGM1 (correspondiente al piloto) se le denomina unidad de mando y a la FGM2 (correspondiente al copiloto) se le denomina de monitorización.

Las FGM procesan los siguientes datos de entrada:

- Datos de aire procedentes del ADU.
- Datos de actitud procedentes de AHRU.
- Las señales de navegación procedentes del MMR.
- Las selecciones y parámetros de modo se realizan a través de los Paneles de Control de Dirección de Vuelo (AFCS), UH8.
- Las selecciones de la Unidad de Acoplamiento y Control (CEU).
- La seleccion VOR VOR/DME realizada desde el interruptor AFCS LNAV CMD, CA50 situado en la Unidad de Control IFF/NAV XFR, ZD20.

Una vez que las FGM han procesado todos los datos externos se envían las órdenes necesarias a los actuadores de las superficies de control primarias. Únicamente la FGM1 envía órdenes a los actuadores del AP mientras que la FGM2 se limita a controlar dichas órdenes. Ambas FGM reciben los comandos de realimentación procedentes de los actuadores.

Cada actuador envía dos señales de posición y par a ambas FGM, la señal 1 se utiliza para cálculos de la ley de control. La señal 2 se utiliza para controlar el valor de la señal 1. Las señales de par procedentes del actuador de cabeceo son utilizadas por la FGM para activar el sistema de compensación de cabeceo, mediante el cual se reduce casi a cero el par ejercido por el actuador de cabeceo cuando este sistema se encuentra operativo.

Las FGM reciben y procesan la información procedente de los sensores y de los mandos en la cabina de pilotos, dentro del sistema, para generar las órdenes de maniobra que se envía al Horizonte Director de Vuelo, EADI, funcionando así el sistema como director de vuelo, FD.

Las FMG mantienen el control y la integración del sistema controlando continuamente una serie de señales de validez de los sensores e iniciando una autocomprobación del sistema cada vez que se acopla el AP.

4.5 INTERRUPTOR AFCS LNAV CMD, CA50

Este interruptor se encuentra situado en la Unidad de Control IFF/NAV XFR, ZD20 tiene dos posiciones VOR ó VOR/DME, la selección de cada una de ellas proporciona una señal discreta de masa al FGM1 ó FGM2 respectivamente.

Durante la navegación respecto a un radial de VOR el sistema puede obtener la desviación de dos modos:

- Modo angular (VOR), siendo en este caso la desviación, el ángulo de desviación con respecto al radial de VOR seleccionado.
- Modo lineal (VOR/DME), siendo en este caso la desviación, la distancia al radial de VOR seleccionado. Para poder determinar esta distancia, el sistema necesita la información de distancia al DME asociado a dicho VOR.

El interruptor AFCS LNAV CMD, CA50 nos permite realizar la selección de cualquiera de los dos modos anteriormente descritos. La operación en modo VOR/DME se llevará a cabo siempre que sea válida la señal de DME, en caso contrario la desviación se obtendrá de modo angular.

5 OPERACIÓN

La alimentación eléctrica llega desde el panel de interruptores automáticos AVIONICS 1/AVIONICS 2 (figura 5) a través de los interruptores siguientes:

- El interruptor automático AP CEU, CA1, envía 28V c.c. a la Unidad de Acoplamiento y Control (CEU).
- Los interruptores automáticos AP FGCP, CA2, y AP FGCP, CA8, envían 28V c.c. al Panel de Control de Dirección de Vuelo (FGCP).
- El interruptor automático AP ROLL, CA3, envía 28V c.c. al Servo de Alerones.
- El interruptor automático AP PITCH, CA4, envía 28V c.c. al Servo de Timón de Altura.
- El interruptor automático AP YAW, CA5, envía 28V c.c. al Servo de Timón de Dirección.

El piloto automático se acopla en el momento que el interruptor basculante AP de la CEU, CA7, se sitúa en la posición de ENGAGED siempre que se verifiquen las siguientes condiciones:

- AHRU 1 y AHRU 2 funcionen correctamente y den los mismos datos.
- ADU 1 y ADU 2 funcionen correctamente y den los mismos datos.
- La actitud del avión esté dentro de unos límites razonables.
- El compensador del timón de altura esté en posición normal.

- El pulsador SYN, CA11 (CA12), no esté presionado.
- No haya avisos STALL WARNING de entrada en pérdida.
- No esté siendo utilizada la compensación manual.
- Los actuadores de AP funcionen correctamente y den los mismos datos.
- La autoverificación del AFCS sea correcta.
- La amortiguación de guiñada funcione correctamente.

Una vez acoplado el AP, éste se desacoplará si:

- El pulsador AP DIS, CA9 (CA10), del volante de mando es presionado.
- El interruptor basculante AP de la CEU, CA7, se sitúa en la posición de DISENGAGED.
- El interruptor AP DISENG, CA15 (CA16), es pulsado.
- El pulsador GA, CA13 (CA14), del volante de mando es presionado.
- Modificando manualmente los compensadores del timón de altura.
- Activando el modo de operación de emergencia al girar 90º la guarda de los interruptores de compensación de emergencia de altura de la Unidad de Control STBY TRIMS, ZD103.
- Se desconectan las barras de retención electromecánicas del Sistema de Alerones.
- Se desconectan las barras de retención electromecánicas del Sistema de Altura.

Una vez acoplado el AP, éste se desacoplará temporalmente si:

- El pulsador SYN, CA11 (CA12), es presionado.

Una vez acoplado el AP, éste se desacoplará si se presenta alguna de las siguientes condiciones:

- Fallo en el Sistema de Compensación de Altura.
- El sistema SYN falla.
- Se presentan avisos STALL WARNING de entrada en pérdida.
- Los actuadores de AP no funcionan correctamente o no dan los mismos datos.
- La autoverificación del AFCS no es correcta.
- La actitud del avión no está dentro de unos límites razonables.
- La amortiguación de guiñada no funciona correctamente o se desactiva.
- AHRU 1 y AHRU 2 no funcionan correctamente o no dan los mismos datos.
- FGM 1 y FGM 2 no funcionan correctamente o no dan los mismos datos.
- ADU 1 y ADU 2 no funcionan correctamente o no dan los mismos datos.

Todos los modos de operación se seleccionan con los selectores momentáneos de "pulsar para conectar" y "volver a pulsar para desconectar", en el panel de control de dirección de vuelo (FGCP), CAB.

La desconexión del AP se realiza a través del relé CA17 situado en la consola izquierda de la cabina de piloto.

Las indicaciones de modo del AP/FD, estado del AP/FD/YD y HSI SEL, se muestran en el área superior de la Pantalla de Vuelo Primario (PFD), FP1 (FP3).

5.1 DESCRIPCIÓN DE MODOS BÁSICOS.

5.1.1 Mantenimiento de Cabeceo.

Con el modo vertical básico de mantenimiento de cabeceo el AP/FD mantiene constante una actitud de cabeceo de referencia. El valor del ángulo de cabeceo a mantener es el existente en el momento de activar el modo, siempre que no sea superior o inferior a 20º. El mantenimiento de cabeceo es, por defecto, el modo vertical básico que se activa al acoplar el AP. El valor de

la velocidad de subida VS se mantiene constante mientras este modo permanece activo. Este modo se activa cuando cualquiera de los modos verticales superiores se desactiva.

Mientras este modo se encuentra activo, las barras de mando del FD se visualizan en el horizonte director de vuelo EADI situado en la PFD, FP1 (FP3).

El ángulo de cabeceo puede modificarse manualmente:

- Presionando el pulsador del volante de mando SYN, CA11 (CA12), y modificando la actitud del avión con el volante de mando.
- Actuando sobre el selector rotatorio de cabeceo DOWN-UP, situado en la CEU, CA7, se produce un cambio de actitud de cabeceo proporcional a la rotación del selector y en la dirección del movimiento del mismo.

5.1.2 Modo Lateral Básico

Este modo se activa cuando el AP o un modo vertical del FD están acoplados y no hay ningún modo lateral activo. El modo lateral básico consta de tres sub-modos:

5.1.2.1 Mantenimiento de Alabeo

Con el sub-modo de mantenimiento de alabeo, el AP/FD mantiene constante una actitud de alabeo de referencia. El valor del ángulo de alabeo a mantener es el existente en el momento de activar el modo, siempre que sea superior 0° o inferior a -8° (si se superan estos valores, en el momento del acoplamiento, el AP/FD adquiere el modo de nivelación de alas).

El mantenimiento de alabeo o la nivelación de alas son, por defecto, los modos lateral básico que se activan al acoplar el AP.

Mientras este modo se encuentra activo, las barras de mando del FD se visualizan en el horizonte director de vuelo EADI situado en la PFD, FP1 (FP3).

El ángulo de alabeo puede modificarse manualmente:

- Presionando el pulsador del volante de mando SYN, CA11 (CA12), y modificando la actitud del avión con el volante de mando.
- Actuando sobre el mando TURN, situado en la CEU, CA7, se produce un cambio de actitud de alabeo proporcional a la rotación del selector y en la dirección del movimiento del mismo.

5.1.2.2 Nivelación de Alas

Con el sub-modo de nivelación de alas el AP/FD mantiene constante una actitud de alabeo nulo. Este modo se activa si, en el momento del acoplamiento del AP/FD, el ángulo de alabeo es inferior a 8° en valor absoluto (si se supera este valor el AP/FD adquiere el modo de mantenimiento de alabeo).

El sub-modo de nivelación de alas se activa automáticamente al presionar el pulsador de aterrizaje abortado GA, CA13 (CA14).

El ángulo de alabeo puede modificarse manualmente:

- Presionando el pulsador, del volante de mando SYN, CA11 (CA12), y modificando la actitud del avión con el volante de mando.
- Actuando sobre el mando TURN, situado en la CEU, CA7, se produce un cambio de actitud de alabeo proporcional a la rotación del selector y en la dirección del movimiento del mismo.

5.1.2.3 Mantenimiento de Rumbo

El sub-modo de mantenimiento de rumbo es un caso particular del modo de nivelación de alas, mediante el cual se mantiene un rumbo constante. Este modo se activa si, en el momento del acoplamiento del AP/FD, el ángulo de alabeo es inferior a 3° .

5.1.3 Amortiguación de Guiñada

El modo de amortiguación de guiñada YD puede ser activado independientemente del AP. Debido a la conexión mecánica entre los interruptores basculantes de AP y YD, al acoplar el AP se activa YD. El interruptor de activación del sistema de YD se encuentra situado en la CEU, CA7. YD se desactiva automáticamente si fallan las unidades ADU, AHRU o si el ángulo de alabeo supera un determinado valor.

Las funciones del sistema de YD son las siguientes:

- Permite al avión realizar virajes coordinados mediante el equilibrado de fuerzas durante virajes (fuerza centrífuga, sustentación y peso).
- Evita derrapes y deslizamientos durante maniobras en vuelo.
- Evita la inestabilidad longitudinal y lateral combinadas (balanceo del holandés), fenómeno debido al cual se generan oscilaciones continuas de alabeo y guiñada combinadas. El sistema de YD genera pequeñas deflexiones de los alerones y del timón de dirección que compensan y amortiguan dicho movimiento oscilatorio.

5.2 DESCRIPCIÓN DE MODOS SUPERIORES

5.2.1 Modos Laterales Superiores

5.2.1.1 Selección de Rumbo (HDG)

El modo de selección de rumbo permite interceptar y mantener un rumbo seleccionado. El rumbo que se desea interceptar y mantener, debe ser seleccionado a través del selector giratorio HDG del FGCP, CA8. El valor del rumbo objetivo se visualiza en la Pantalla de Vuelo primario, FP1 (FP3). Las indicaciones de actitud, mostradas por las barras del FD en el EADI, deberán ser seguidas para mantener el alabeo necesario. Si se acopla el AP, el alabeo se mantiene automáticamente hasta alcanzar el rumbo seleccionado.

Una vez seleccionado, el valor del rumbo puede ser modificado actuando sobre el selector giratorio HDG.

Las instrucciones de dirección y del piloto automático están limitadas a no sobrepasar un ángulo de alabeo de 25°.

5.2.1.2 Interceptación de un Radial de VOR (VOR)

Mediante el modo VOR es posible, desde un rumbo determinado, interceptar y seguir un radial de una estación VOR. Este modo está compuesto de los siguientes cuatro sub-modos: Armado, Captura, Seguimiento y Sobrevuelo. La transición entre sub-modos se produce automáticamente.

Mientras este modo se encuentra activo, las barras de mando del FD se visualizan en el horizonte director de vuelo EADI situado en la PFD, FP1 (FP3). Para activar este modo debe seleccionarse el modo VOR (V/L1 ó V/L2) como origen de fuente de navegación en NAV SOURCE situado en el FGCP, CA8, sintonizar la frecuencia de la estación VOR, determinar el radial a seguir mediante el selector COURSE del FGCP, CA8, definir el rumbo desde el que se va a interceptar el radial (máximo de 90°) mediante el selector HDG del FGCP y por último presionar el pulsador de navegación lateral LNAV.

5.2.1.3 Captura de un Localizador de ILS (LOC)

Mediante el modo LOC es posible capturar y seguir un localizador de ILS. Este modo está compuesto de los siguientes tres sub-modos: Armado del localizador, Captura del Localizador y Seguimiento. La transición entre sub-modos se produce automáticamente.

Mientras este modo se encuentra activo, las barras de mando del FD se visualizan en el horizonte director de vuelo EADI situado en la PFD, FP1 (FP3).

Para activar este modo debe seleccionarse el modo VOR (V/L1 ó V/L2) como origen de fuente de navegación en NAV SOURCE situado en el FGCP, CA8, sintonizar la frecuencia de la estación ILS, definir la dirección del ILS a interceptar el radial mediante el selector COURSE del FGCP, seleccionar el rumbo de interceptación mediante el selector HDG del FGCP y por ultimo presionar el pulsador de navegación lateral LNAV o de aproximación APP.

EL modo de selección de rumbo permanece activo hasta que se dan las condiciones óptimas para la captura del haz del localizador. Una vez alcanzadas dichas condiciones (nivel de la señal), el modo de mantenimiento de rumbo se desactiva y se activa el modo de LOC que captura el haz del localizador.

5.2.1.4 Captura de un Localizador de ILS en Ruta Inversa (BC)

La aproximación de localizador en ruta inversa se selecciona presionando el selector del modo BC. Este modo es similar al modo de aproximación ILS, diferenciándose en que, además, facilita órdenes para capturar y seguir la ruta inversa del localizador.

5.2.1.5 Interceptación de un Radial de TACAN (TACAN)

Mediante el modo TACAN es posible, desde un rumbo determinado, interceptar y seguir un radial de una estación TACAN. Este modo esta compuesto de los siguientes cuatro sub-modos: Armado, Captura y Seguimiento, Sobrevuelo y Seguimiento Inverso. La transición entre sub-modos se produce automáticamente.

Mientras este modo se encuentra activo, las barras de mando del FD se visualizan en el horizonte director de vuelo EADI situado en la PFD, FP1 (FP3).

Para activar este modo debe seleccionarse el modo TACAN (TACAN) como origen de fuente de navegación en NAV SOURCE situado en el FGCP, CA8, confirmar el canal TACAN utilizado, determinar el radial a seguir mediante el selector COURSE del FGCP, CA8, definir el rumbo desde el que se va a interceptar el radial (máximo de 90º) mediante el selector HDG del FGCP y por ultimo presionar el pulsador de navegación lateral LNAV.

5.2.1.6 Modo de Navegación Lateral FMS (FMS LNAV).

Mediante el modo de FMS LNAV es posible que el AP/FD siga un plan de vuelo lateral definido en el Sistema de Gestión de Vuelo FMS.

Para activar este modo debe seleccionarse y activarse un plan de vuelo, debe seleccionarse el modo FMS (FMS1 ó FMS2) como origen de fuente de navegación en NAV SOURCE situado en el FGCP, CA8, conectar el PA y por ultimo presionar el pulsador de navegación lateral LNAV. El AFCS no realiza ajustes de tracción de motores deberán seguirse las indicaciones de velocidad que aparecen en la PFD.

La información de navegación para el AP/FD se obtiene del piloto o del copiloto en función de la posición del pulsador HSI SEL situado en el FGCP, CA8.

Al activar el plan de vuelo la información de navegación queda disponible para su uso por parte del AP/FD, pero este no toma aún el control del avión. Al acoplar el AP se activan por defecto los modos de nivelación de alas y mantenimiento de cabeceo. El avión mantiene su curso hasta que se aproxima al primer punto de referencia del plan de vuelo. Entonces interceptará el primer tramo del plan de vuelo con un ángulo de 45º.

Mientras este modo se encuentra activo, las barras de mando del FD se visualizan en el horizonte director de vuelo EADI situado en la PFD, FP1 (FP3).

5.2.2 Modos Verticales Superiores

5.2.2.1 Selección de Altitud (ALT SEL)

Para activar este modo debe seleccionarse y activarse un plan de vuelo lateral y vertical, debe seleccionarse el modo FMS (FMS1 ó FMS2) como origen de fuente de navegación en NAV SOURCE situado en el FGCP, CA8, conectar el AP y por último presionar el pulsador de navegación lateral LNAV y vertical VNAV. El AFCS no realiza ajustes de tracción de motores, deberán seguirse las indicaciones de velocidad que aparecen en la PFD.

La información de navegación para el AP/FD se obtiene del piloto o del copiloto en función de la posición del pulsador HSI SEL situado en el FGCP, CA8.

Mientras este modo se encuentra activo, las barras de mando del FD se visualizan en el horizonte director de vuelo EADI situado en la PFD, FP1 (FP3).

5.2.3 Modos Comunes Superiores

5.2.3.1 Aterrizaje Abortado (GA).

Este modo implica la desconexión del AP, si bien el FD permanece conectado y en modo de mantenimiento de un ángulo de cabeceo de 7°, cualquier modo lateral existente pasa a modo de nivelación de alas.

5.2.3.2 Aproximación ILS

Con este modo de aproximación, el AP/FD sitúa el avión en la altitud de decisión durante una aproximación ILS.

El sistema se encuentra de lleno en la aproximación ILS cuando se ha seleccionado en modo APP y el receptor de navegación VHF está sintonizado en una frecuencia de localizador.

La operación de localización en este modo consiste en una captura y seguimiento en todos los ángulos con cambios apropiados para acomodarse a la geometría del haz localizador. Cuando el sistema ha capturado el haz del localizador, el sistema está preparado para capturar el haz de senda de planeo. La captura de la senda de planeo se puede efectuar desde cualquier modo vertical por encima o debajo del haz de la senda de planeo. La captura ocurre antes del centro del haz, con el fin de proporcionar una transición suave al modo de seguimiento.

Mientras este modo se encuentra activo, las barras de mando del FD se visualizan en el horizonte director de vuelo EADI situado en la PFD, FP1 (FP3).

Para activar este modo debe seleccionarse el modo VOR (V/L1 ó VL2) como origen de fuente de navegación en NAV SOURCE situado en el FGCP, CA8, sintonizar la frecuencia de la estación ILS, definir la dirección del ILS a interceptar el radial mediante el selector COURSE del FGCP, seleccionar el rumbo de interceptación mediante el selector HDG del FGCP y por último presionar el pulsador de aproximación APP.

6 INTERFACES

El sistema del AP/FD recibe, de los sensores del avión, la información siguiente:

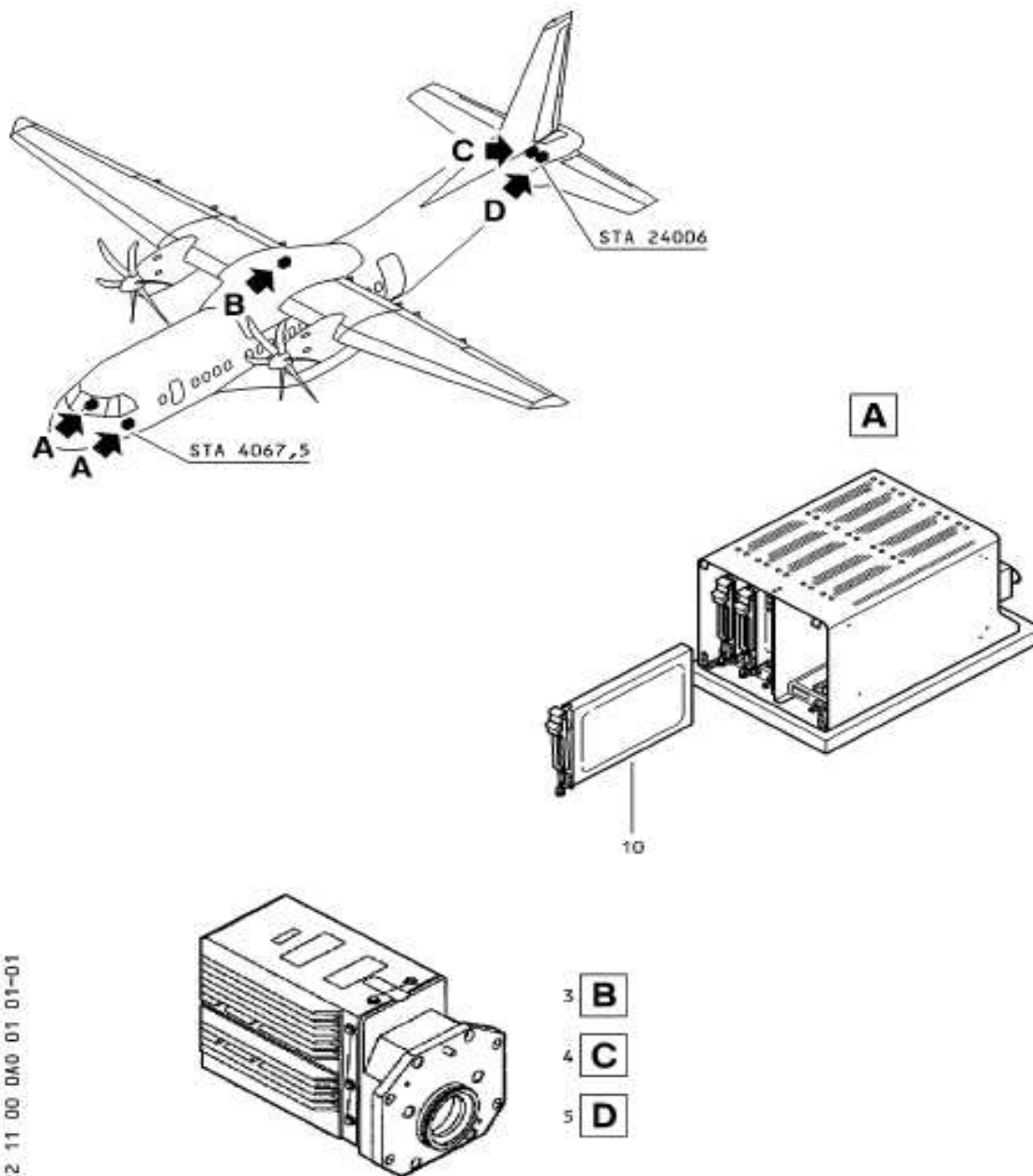
- Información relativa a VOR/ILS proporcionada por el Sistema de Navegación VHF (Ver CA-A-34-52-00-00A-040A-A). Dicha información es captada por el Receptor Multi-Modo (MMR) y las antenas del avión.
- Información de los datos de aire, a través del Sistema de Datos de Aire (ADS) (Ver CA-A-34-15-00-00A-040A-A).
- Información de actitud y rumbo procedente del Sistema de Referencia de Actitud y Rumbo (AHRS) (Ver CA-A-34-21-00-00A-040A-A).
- Información de sensación de tierra, a través del Microinterruptor de Sensación de Tierra (WOW) del Sistema de Registro de Datos de Vuelo (FDR) (Ver CA-A-31-31-00-00A-040A-A).

- Condición de entrada en pérdida a través del Sistema de Aviso de Entrada en Pérdida y Recuperación (Ver CA-A-27-35-00-00A-040A-A).

El sistema del AP/FD proporciona la información de estado y comandos del director de vuelo a las pantallas de vuelo primaria (PFD) y navegación (ND), pertenecientes al Sistema Electrónico de Instrumentos de Vuelo (EFIS) (Ver CA-A-31-63-00-00A-040A-A).

El sistema tiene también interconexiones (figura 5 y figura 6) con:

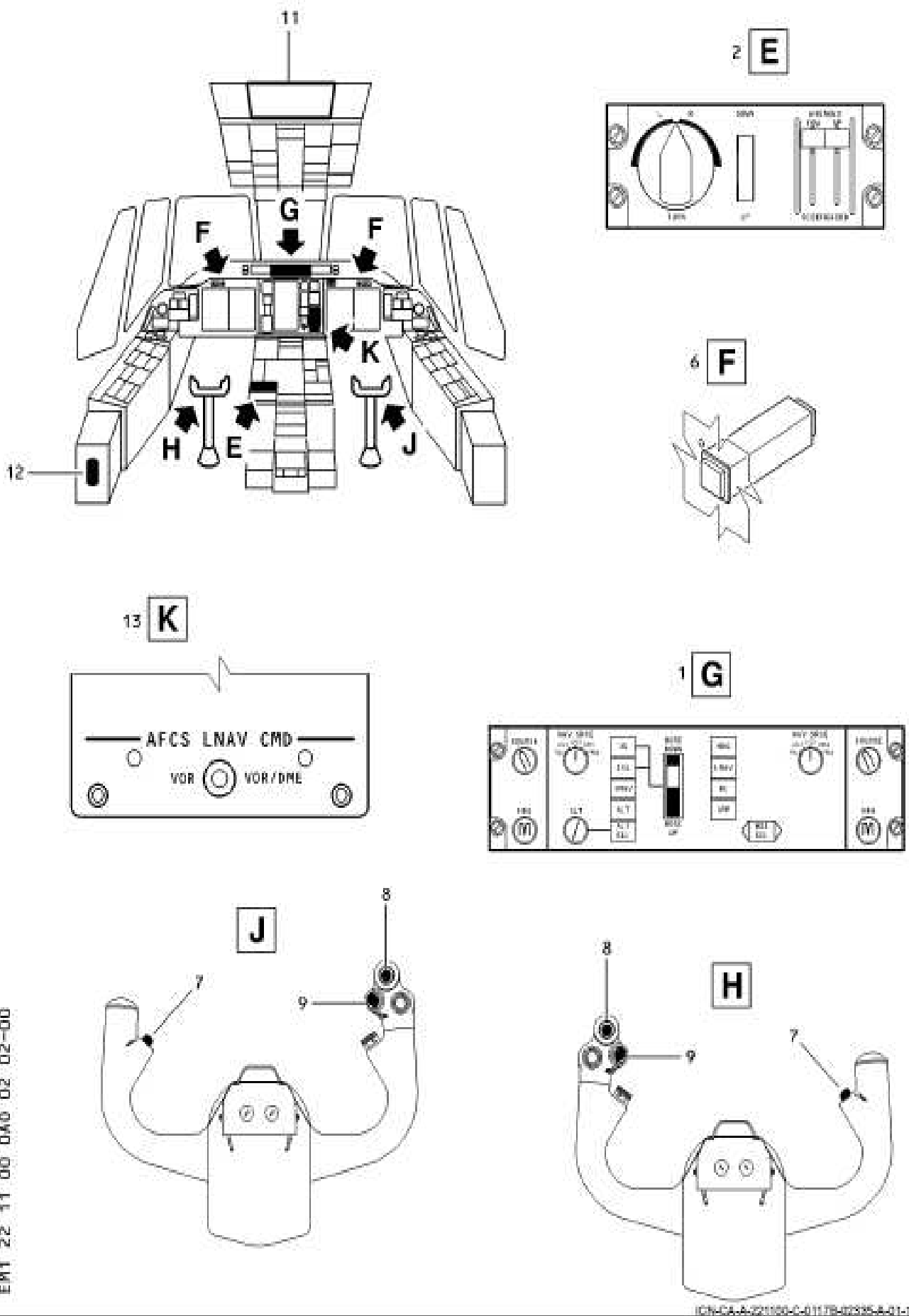
- La Unidad de Control de Autocompensación y Limitación de Carrera del Timón de Dirección (ARTCU) del Sistema de Mando de Timón de Dirección (Ver CA-A-27-21-00-00A-040A-A).
- El Sistema de Distribución de Cargas Eléctricas de Corriente Continua (Ver CA-A-24-60-00-00A-040A-A).
- El Sistema de Iluminación de Instrumentos y Paneles (Ver CA-A-33-12-00-00A-040A-A).
- El Sistema de Registro de Datos de Vuelo (FDR)(Ver CA-A-31-31-00-00A-040A-A).
- La adquisición y proceso de información procedente de los sensores del avión se realiza a través del Sistema de Función de Concentración de Datos (DCF) (Ver CA-A-31-41-00-00A-040A-A).



EMI 22 11 00 DAO 01 01-01

IGN-CA-A-221105-E-01178-02336-A-00-1

Figura 1 Sistema de Piloto Automático - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)



EMT 22-11 00 0A0 02 02-00

ICN-CA-A-22100-C-01179-00325-A-01-1

Figura 1 Sistema de Piloto Automático - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)

ATA 23

COMUNICACIONES

SISTEMA DE COMUNICACIONES

Descripción

1 GENERALIDADES

El sistema de comunicaciones permite a los miembros de la tripulación comunicarse entre sí, con los pasajeros, con otros aviones y con estaciones de tierra.

El sistema de comunicaciones incluye estos subsistemas:

- Sistema de Comunicaciones en Fonía, incluye las comunicaciones por radio HF y V/UHF (Ver CA-A-23-10-00-00A-040A-A).
- Sistema de Megafonía, permite a la tripulación comunicarse con los pasajeros (Ver CA-A-23-31-00-00A-040A-A).
- Sistema de Interfono, permite a la tripulación comunicarse entre sí y con el personal de tierra (Ver CA-A-23-40-00-00A-040A-A).
- Sistema Integrado de Audio, facilita las comunicaciones entre la tripulación, integra receptores de comunicación y navegación, y facilita la activación y la modulación de los transmisores de comunicación (Ver CA-A-23-51-00-00A-040A-A).
- Sistema de Descarga Estática, permite eliminar las cargas electrostáticas que se acumulan en el avión durante el vuelo (Ver CA-A-23-61-00-00A-040A-A).
- Control de Voz e Imágenes (Si aplica), permite el registro de las comunicaciones e imágenes durante el vuelo que son necesarios para futuros análisis (Ver CA-A-23-70-00-00A-040A-A).

SISTEMA DE COMUNICACIONES EN FONIA

Descripción

1 GENERALIDADES

El sistema de comunicaciones en fonía incluye estos subsistemas:

- Comunicaciones por alta frecuencia (HF) (Ver CA-A-23-11-00-00A-040A-A).
- Comunicaciones por muy/ultra alta frecuencia (V/UHF) (Ver CA-A-23-15-00-00A-040A-A).

SISTEMA DE MEGAFONIA
Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

El sistema de megafonía está suministrado por AVTECH. El sistema proporciona la capacidad para hacer anuncios a través de los altavoces de la cabina de pasajeros, por medio de cuatro paneles de control de audio, tres de ellos situados en la cabina de pilotos y el cuarto situado en el armario de la cuaderna 10.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	PC11 RZ51	Panel de Int. Aut. AVIONICS Interruptor Automático, PA	217	-	24-61-13
2.	RZ50	Amplificador de Megafonía	211/221	221FL	23-31-31
3.	RZ57 (RZ52) RZ58 (RZ53) RZ59 (RZ54) RZ60 (RZ55) RZ61 (RZ56)	Altavoz	231 (232) 231 (232) 241 (242) 251 (252) 251 (252)	-	23-31-51

3 DESCRIPCIÓN

El sistema de megafonía recibe señales de audio procedentes del sistema integrado de audio (Ver CA-A-23-51-00-00A-040A-A) y transmite estas señales desde las estaciones de interfono de la cabina de pilotos y la cabina de pasajeros por medio de los altavoces de la cabina.

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

4.1 AMPLIFICADOR DE MEGAFONÍA, RZ50

El amplificador de megafonía, RZ50 es una caja metálica rectangular y se instala en el armario de aviónica izquierdo, en la parte frontal tiene un asa y una única orejeta de sujeción, en la parte posterior tiene un conector para las interconexiones eléctricas. La potencia de salida es de 70W en 16Ω, la distorsión es de 200 Hz a 8 kHz.

La función del amplificador de megafonía, RZ50, es la de procesar las señales recibidas y transmitir las a los altavoces en la cabina de pasajeros. El amplificador aumenta la fuerza de la señal de audio desde los sistemas de gestión de audio al nivel requerido, a través de los altavoces, para la difusión idónea del audio en la cabina.

Todas las rutas de señales se hacen a través de un solo conector que está situado en el panel trasero. Este conector alimenta todas las señales a través de una Tarjeta Maestra

de Circuito Impreso localizada en la base del amplificador. Dos tarjetas adicionales están conectadas en la Tarjeta Maestra: un Power PCB y un Chime/Control PCB. El amplificador de megafonía no tiene indicadores o controles operacionales.

4.2 ALTAVOCES, RZ62 A RZ81

Los altavoces están distribuidos en dos filas de cinco a lo largo del techo de la cabina, uno de ellos está instalado en el compartimento de aseo.

Los altavoces proporcionan señales de audio amplificadas a los pasajeros de la cabina, son estándar de 5 pulgadas, 10 W de potencia de salida, Impedancia 8Ω y frecuencia de respuesta 200 Hz a 8 kHz.

5 OPERACIÓN

El modo megafonía puede ser habilitado desde cualquier Panel de Control de Audio, RZ4, RZ6, RZ8 de la cabina de pilotos y desde el Panel de Control de Audio, RZ10 (situado en el armario de la cuaderna 10) único con capacidad de transmitir radio y megafonía, presionando el pulsador PA que está localizado en estos paneles de control de audio. No hay control de volumen (figura 2).

El amplificador de megafonía recibe la señal de audio de la Unidad Electrónica Remota 1, RZ1 (Remote Electronic Unit, REU), cuando los anuncios se generan en la cabina de pilotos, y del REU 2, RZ2 cuando se generan en la estación de la cabina delantera.

El amplificador les devuelve el tono local del altavoz a ambos REUs cuando un anuncio está desarrollándose.

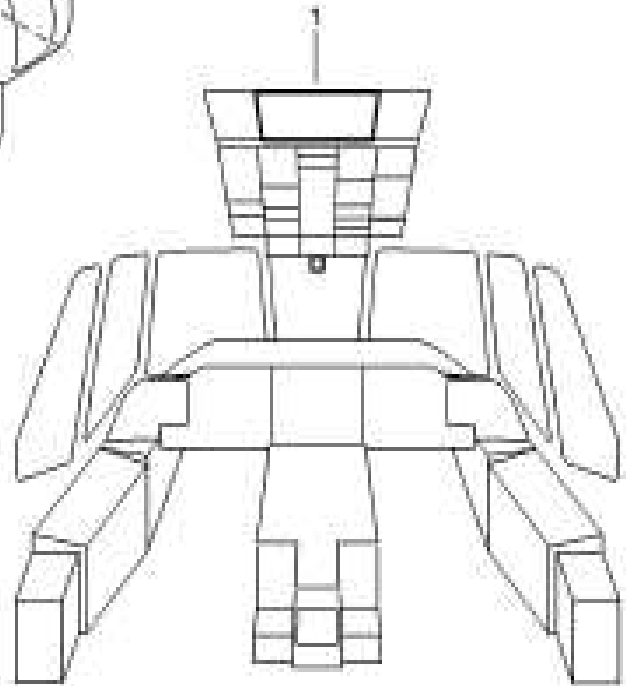
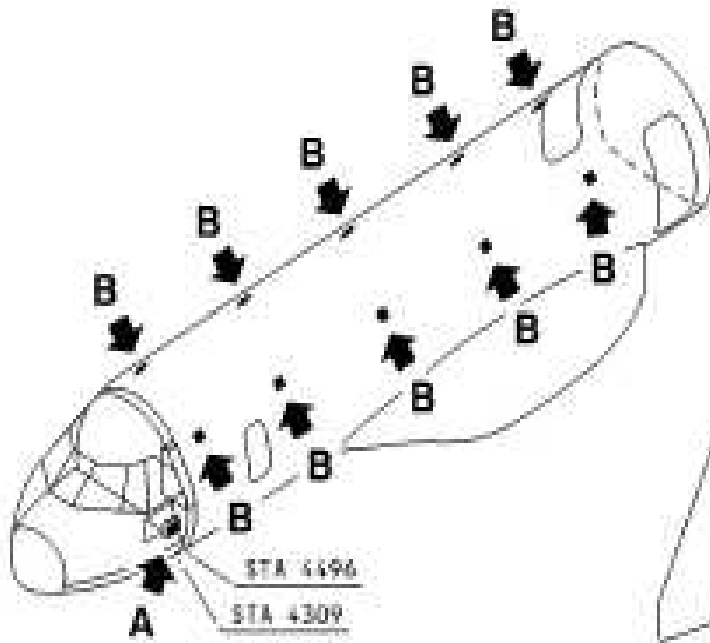
La transmisión de megafonía se activa con la posición RAD del Interruptor de PTT asociado al Panel de Control de Audio, cuando es seleccionado desde las estaciones de la cabina de pilotos, o la posición PA del Interruptor de PTT de la cabina delantera, cuando es seleccionado desde esta estación.

Otras entradas al amplificador PA proporcionan salidas hacia los altavoces en la cabina de pasajeros. Estas entradas y sus salidas correspondientes son:

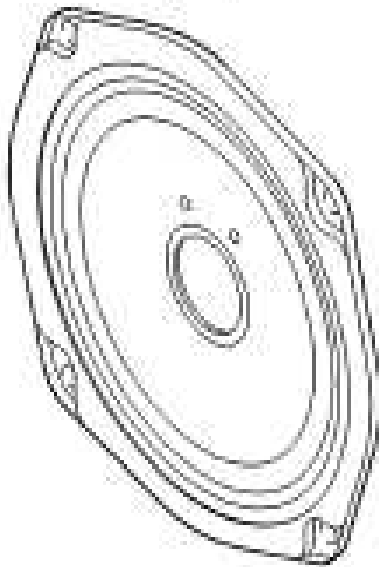
- El interruptor pulsador CAB CALL de los Paneles de Control de Audio, RZ4, RZ6, RZ8 y RZ10 proporciona una señal acústica que se emite a través de los altavoces de cabina de pasajeros.
- Cuando se conectan los pulsadores luminosos SEAT BELTS o NO SMOKE de la central INTERNAL LT del panel superior, se encienden los correspondientes avisos de pasajeros y el amplificador PA envía una señal acústica que es oída en la cabina de pasajeros.

6 INTERFACES

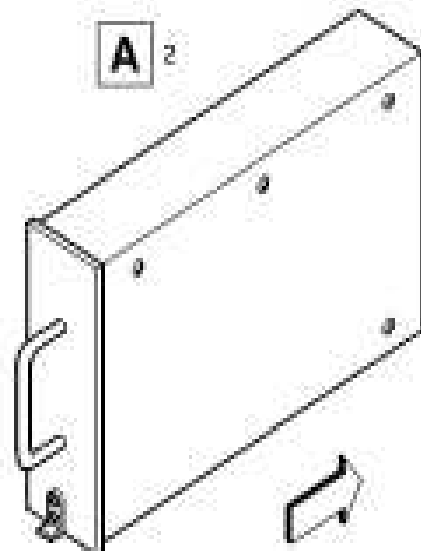
Las interfaces del sistema se muestran en la (figura 2)



B 1



A 2



EPI 25 31 00 040 00 01-00

EDICIA A 00000-0-010200000-00-1

Figura 1 Sistema de Megafonía - Situación de Componentes

SISTEMA DE INTERFONO
Descripción

1 GENERALIDADES

El sistema de interfono permite la comunicación entre los miembros de la tripulación de vuelo.

La sección de interfono contiene las subsecciones siguientes:

– Sistema de Interfono (Ver CA-A-23-41-00-00A-040A-A).

Contiene las unidades de control PTT/RADIO y las estaciones de servicio de interfono.

SISTEMA DE INTERFONO

Descripción

1 GENERALIDADES

El sistema de interfono proporciona la intercomunicación entre el auxiliar de vuelo (en la cabina principal) y la tripulación de vuelo (en la cabina de pilotos).

El sistema de interfono no es un sistema independiente, sino que forma parte integrante de otros sistemas del avión:

- Sistema de Megafonía (Ver CA-A-23-31-00-00A-040A-A).
- Sistema Integrado de Audio (Ver CA-A-23-51-00-00A-040A-A).

PANEL DE CONTROL DE AUDIO RZ4, RZ6, RZ8, RZ10

Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

El panel de control de audio (ACP) permite seleccionar el sistema de navegación y comunicación que va a utilizarse. El volumen de las señales de audio recibidas también son controladas desde la ACP.

2 DESCRIPCIÓN

Los controles e indicadores de la ACP se muestran en la figura 1 .

Todos los interruptores-pulsadores/pulsadores tienen luces integradas las cuales se encienden cuando se conectan.

La función de cada uno es como sigue:

2.1 INTERRUPTORES-PULSADORES/PULSADORES LUMINOSOS.

- Interruptores-pulsadores VUHF1 y VUHF2 (1) y (2)
Los dos interruptores-pulsadores V/UHF permiten seleccionar el sistema V/UHF1 o V/UHF2 para transmitir. Cuando uno de ellos es seleccionado, la selección previa es deseleccionada.
- Interruptor-pulsador (3) (Si es aplicable)
El interruptor-pulsador COM 4 permite comunicaciones a través del sistema V/UHF3 y HF2.
- Interruptor-pulsador HF1 (4)
El interruptor-pulsador HF1 permite seleccionar el sistema de comunicaciones HF1 para transmitir.
- Interruptor-pulsador CAB (5)
El interruptor-pulsador CAB no se utiliza y está inhabilitado.
- Interruptor-pulsador CKPT/RAMP (6)
El interruptor-pulsador permite que se establezca comunicación entre la cabina de pilotos y los conectores anterior y posterior del personal de tierra.
- Interruptor-pulsador PA (7)
El interruptor PA permite seleccionar el sistema de megafonía para su utilización.
- Interruptor-pulsador EMG (14)
El interruptor-pulsador EMG permite la conexión inmediata al canal de emergencia del sistema de comunicación V/UHF en el caso de una emergencia. En la ACP del piloto, conecta el piloto al sistema V/UHF1 y la ACP del copiloto conecta el copiloto al sistema V/UHF2.

El interruptor-pulsador está inhabilitado en las otras dos ACP.
- Interruptor-pulsador MASK (15)

El interruptor-pulsador MASK permite seleccionar el micrófono de mascarilla para la comunicación.

- Interruptor-pulsador FILT (16)
El interruptor-pulsador FILT permite filtrar el tono identificativo del audio de navegación recibido.

- Interruptores-pulsadores MKR 1 y MKR 2 (17) y (18)
Los interruptores-pulsadores MKR 1 y MKR 2 permiten seleccionar las señales de audio de las radiobalizas requeridas.

- Interruptor-pulsador INPH HOT (19)
El interruptor-pulsador permite comunicación en el sistema de interfono sin usar los interruptores PTT.

- Pulsador CAB CALL
El pulsador CAB CALL provoca un tono HI-LO que se envía a los altavoces de la cabina de pasajeros.

2.2 CONTROLES DE VOLUMEN

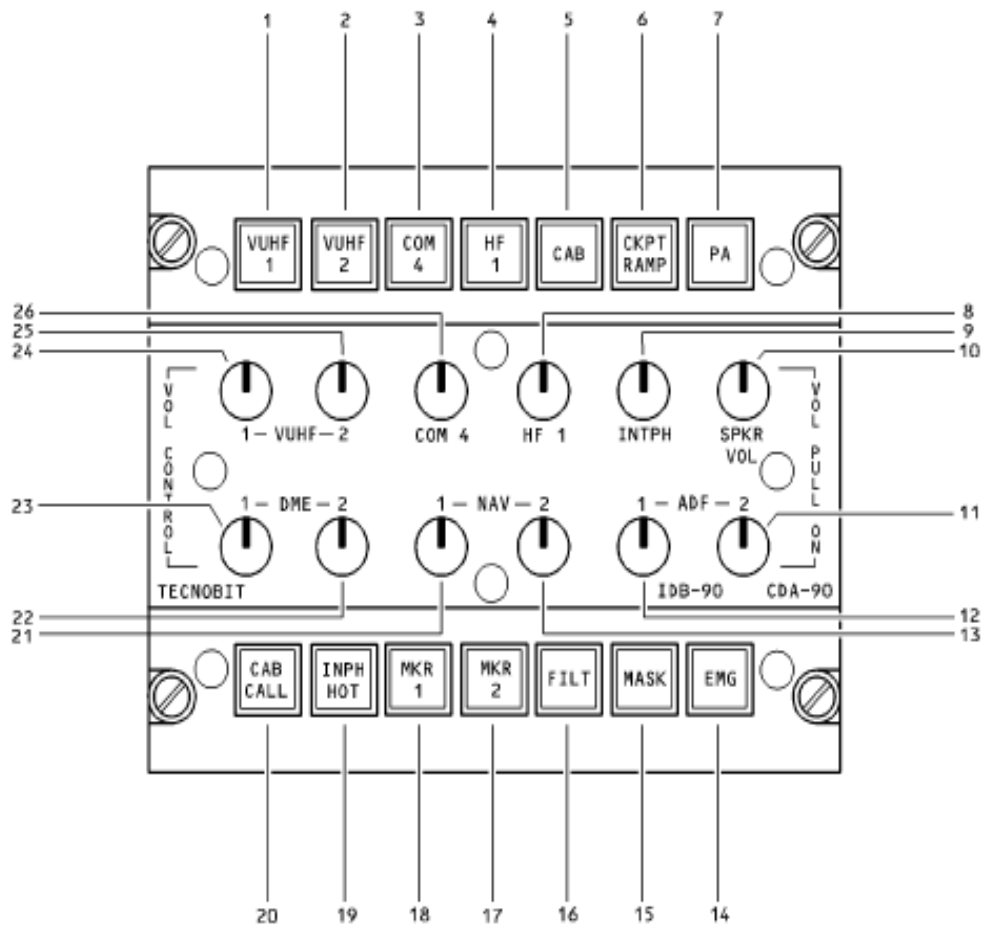
Los controles de volumen se utilizan para seleccionar el sistema correspondiente y también para controlar el volumen de las señales de audio recibidas. Los controles de volumen son los siguientes:

- Los controles V/UHF1 y V/UHF2 (24) y (25)
- El control COM 4 (26)
- El control HF1 (8)
- El control INTPH (9)
- El control SPKR (10)
- Los controles ADF1 y ADF2 (12) y (11)
- Los controles NAV1 y NAV2 (21) y (13)
- Los controles DME1 y DME2 (23) y (22)

3 OPERACIÓN

Cuando se selecciona un sistema, el volumen requerido para una buena recepción de audio se ajusta con su correspondiente control de volumen.

Cuando se selecciona un sistema de navegación o comunicación, el sistema seleccionado previamente se desconecta automáticamente.



3
5

SISTEMA DE DESCARGA ESTÁTICA

Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

El avión tiene veintiocho descargadores de estática para reducir las interferencias de ruido que afectan a la operación de los equipos electrónicos.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.		Descargador de Estática (Acodado)	325 334 (344) 561 (661)		23-61-41
2.		Descargador de Estática (Recto)	325 334 (344) 551 (651) 561 (661)		23-61-41

3 DESCRIPCIÓN

Las cargas de electricidad estática que se acumulan en el avión durante el vuelo se reducen a través de los 28 descargadores de estática que van montados en los alerones, timones de altura y timón de dirección.

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

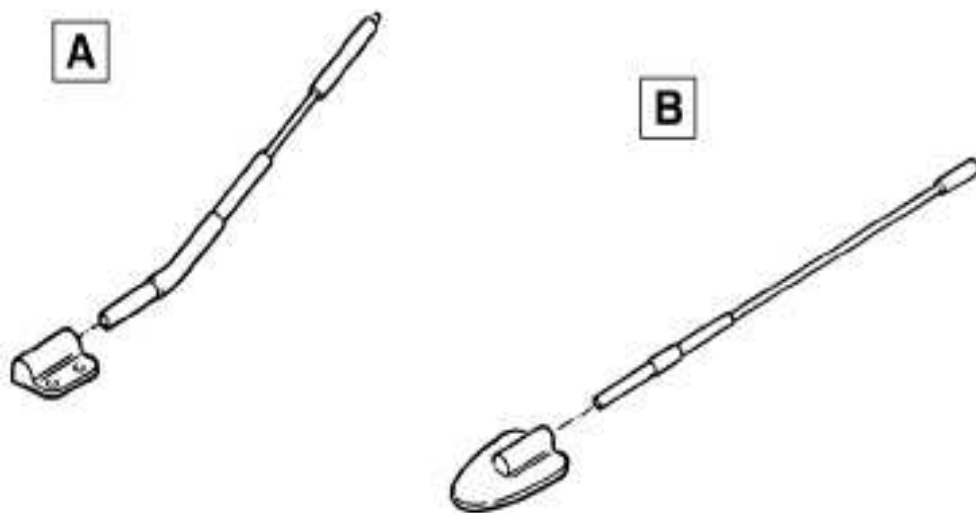
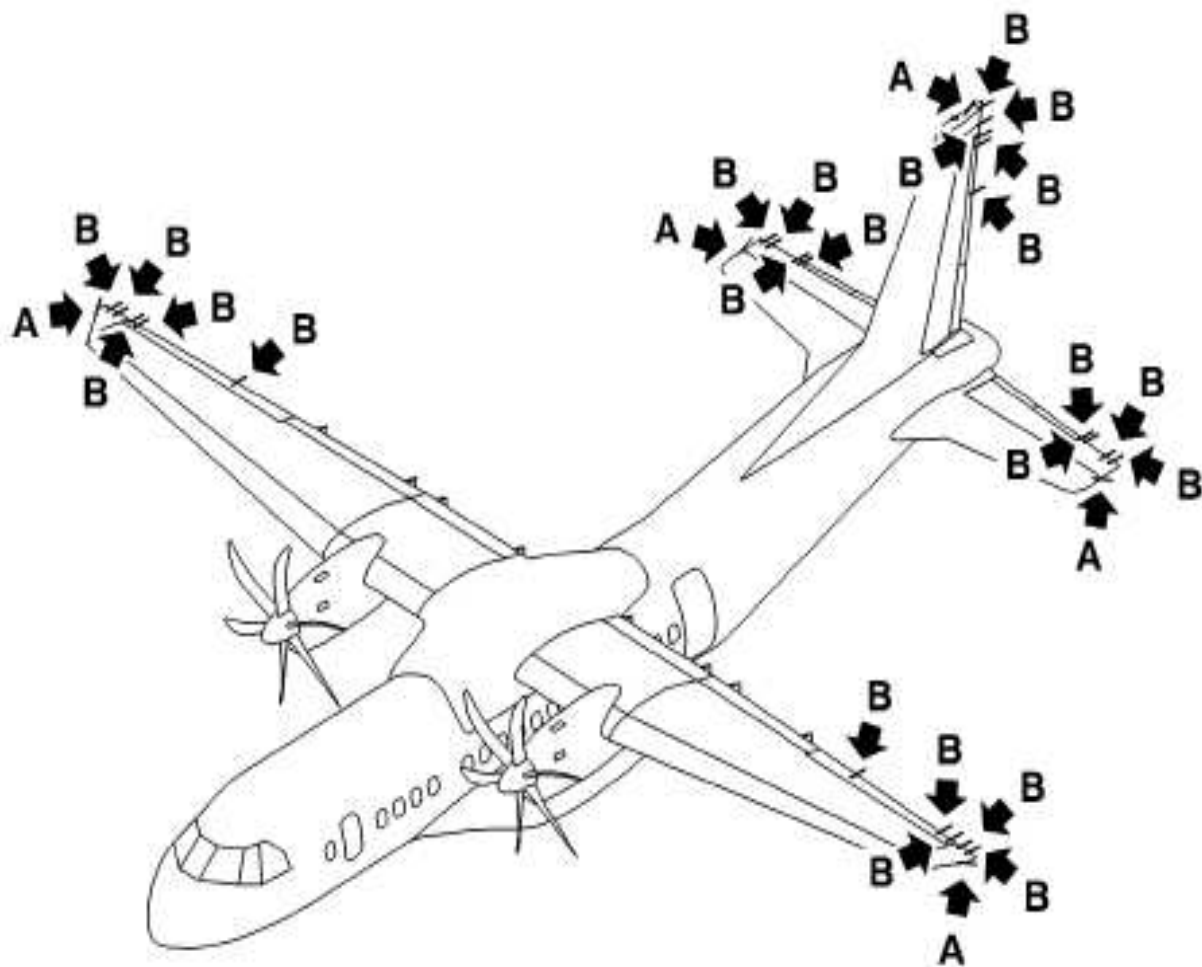
El descargador de estática está hecho de fibra de vidrio en forma de varilla. Un canal de descarga semiconductor está curado sobre la varilla y está cubierto por un forro de plástico protector. Los terminales de metal están pegados sobre la varilla con un pegamento epoxy de alta conductividad.

El extremo es un aglomerado de material semiconductor a base de carbono, que va sujeto sobre la varilla por una envoltura de plástico conductor.

La base de la sonda va montada en un soporte de aluminio y se mantiene en su sitio con un tornillo de fijación. El soporte está hecho de aluminio y va sujeto a la estructura del avión con remaches y adhesivo conductor.

5 OPERACIÓN

Al presentar la vía de menor resistencia, los descargadores de estática dejan pasar las acumulaciones de electricidad estática a la atmósfera. La forma de los descargadores da la seguridad de que la corriente de efecto corona fluye a un potencial suficientemente bajo para impedir las descargas por un efecto corona de cualquier otra zona del avión. El control de la descarga ayuda a detener las interferencias en el equipo de comunicaciones y navegación.



ICN-CA-A-238100-C-01178-02380-A-00-1

Figura 1 Descargador de Estática - Situación de Componentes