



MJC-8 Q400

Edición PILOTO/PROFESIONAL (PILOT/PRO)

Versión 1.3 (en español)

Manual de sistemas

Procedimientos normales

Copyright © Majestic Software 2012-2015

Traducción al español por Antonio Valcarce, Julio 2021 v1.00

Contenido

1. Introducción	6
2. General	6
3. Distribución de la cabina de vuelo.....	7
4. Sistema neumático: aire acondicionado, aire a presión (bleed air) y sistema de presurización	8
4.1. Presurización	9
4.2. Aire a presión (Bleed Air)	11
4.3. Aire acondicionado	12
5. Sistema automático de vuelo (AFCS)	13
5.1. Flujo de información en el AFCS.....	14
5.2. Modalidades del AFCS	14
5.3. Autocompensador de cabeceo durante la extensión de los flaps	21
6. Sistema ARMS de sonido y radio.....	22
6.1. Páginas de la ARCDU.....	24
6.2. Opciones de la ARCDU	27
6.3. Tecla ID de identificación para ATC.....	27
6.4. Sintonización.....	27
6.5. Funciones	28
6.6. Mensajes para el pasaje	28
6.7. Control de volumen.....	28
6.8. Opción emergencia de la ARCDU.....	29
6.9. Panel auxiliar COM	29
7. Sistema eléctrico.....	30
7.1. Fuentes de energía del sistema eléctrico.....	32

7.2.	Unidad Auxiliar de Energía (APU).....	34
8.	Controles de vuelo	36
8.1.	Guiñada (Yaw)	37
8.2.	Alabeo (Roll)	38
8.2.1.	Spoilers.....	39
8.3.	Cabeceo (Pitch)	40
9.	Combustible	42
9.1.	Control del sistema de combustible	42
9.2.	Indicadores de combustible	43
10.	Sistema hidráulico	46
11.	Protección contra hielo y lluvia	48
11.1.	Protección antihielo del fuselaje.....	50
11.2.	Deshielo de las helices	51
11.3.	Calentador de la entrada de aire al motor	51
11.4.	Calentadores de las sondas Pitot y estáticas.....	52
11.5.	Calentador del parabrisas y ventana del piloto.	52
11.6.	Desempañador de las ventanas laterales.	52
11.7.	Protección contra la Lluvia	53
12.	Sistema de instrumentos electrónicos (EIS)	53
12.1.	Controles EIS.....	54
12.2.	Pantalla de vuelo principal (PFD).....	57
12.3.	Pantalla multifuncional MFD	59
12.4.	Pantalla de motores (ED).....	61
12.5.	Instrumento electrónico de respeto	62
13.	Tren de aterrizaje.....	62
14.	Luces	63

14.1.	Iluminación exterior.....	63
14.2.	Luces de la cabina de vuelo.....	65
15.	El sistema propulsor	67
15.1.	Motores.....	67
15.2.	Hélices	68
15.3.	Controles de los propulsores	68
15.3.1.	Palanca del paso de la hélice y combustible.....	69
15.3.2.	Panel de control de los motores.....	71
15.3.3.	Panel de encendido de motores.....	73
15.3.4.	Panel de control de las hélices.....	74
15.4.	Información sobre los propulsores	75
16.	Navegación.....	77
16.1.	Ayudas a la navegación.....	78
16.2.	Receptores VOR/ILS/DME: función <i>hold</i> del DME.....	79
16.3.	Los receptores ADF	80
16.4.	Receptores de radiobalizas.....	80
16.5.	Receptor-transmisor tipo S-ATC	81
16.6.	Sistema de prevención de colisiones (TCAS)	82
16.6.1.	Página de control del TCAS en la ARCDU.....	83
16.6.2.	Anuncios del TCAS relacionados con el EFIS	84
16.7.	Sistema de alerta de proximidad de tierra mejorado (EGPWS)	87
16.7.1.	Representación del terreno en el EGPWS	89
16.7.2.	Avisos del EGPWS.....	90
16.8.	Radar meteorológico (WXR).....	91
16.9.	Sistema de gestión del vuelo (FMS)	93
16.9.1.	Sensores y rendimiento navegacional	94

16.9.2.	Navegación “Direct To” (directo a).....	97
16.9.3.	Página NAV	98
16.9.4.	Plan de vuelo.....	100
16.9.5.	Página FPL WIND	104
16.9.6.	Función LIST.....	105
16.9.7.	Procedimientos	106
16.9.8.	Maniobras	111
16.9.9.	Función VNAV (navegación vertical).....	115
16.9.10.	Paginas ETP/PNR (solo en las ediciones PRO/TRAINING).....	118
16.9.11.	DEFINE WPT (solo para edición PRO/TRAINING).....	120
16.9.12.	Indicaciones del FMS en el MFD y PFD.	122

1. Introducción

El Dash 8-Q400 es un avión de ala alta fabricado por Bombardier Canadá. Está propulsado por dos motores turbohélice PW 150A de 5.071 caballos cada uno. Cada motor propulsa una hélice de seis palas. El Dash 8 entra en la categoría de aviones de transporte con dos pilotos y está aprobado para vuelo instrumental a una altitud máxima de 25.000 pies.

Está equipado con un sistema de Supresión Activa de Ruido y Vibraciones (ANVS), y tiene capacidad para 78 pasajeros, dos o tres tripulantes de cabina, piloto, copiloto y observador de vuelo. Su peso máximo al despegue es de 65,063 lb (29,574 kg).

2. General

El fuselaje está dividido en tres partes principales (Figura 2.1):

- Delantera (Forward section)
- Central (Center section)
- Trasera (Aft section)

La sección delantera incluye la cabina de vuelo, que a su vez contiene los controles del piloto, así como los instrumentos e indicadores. Los paneles de fusibles están ubicados detrás de los asientos, tanto del piloto como del copiloto.

Hay un compartimento de equipajes en la parte delantera derecha del fuselaje y un otro en la parte trasera; este último, por delante del mamparo de presión trasero.

Las puertas de ambos compartimentos de equipaje se abren hacia afuera, y solo se pueden abrir desde el exterior. Las puertas de la cabina del pasaje, y una salida tipo II/III, se pueden abrir tanto desde el interior como desde el exterior.

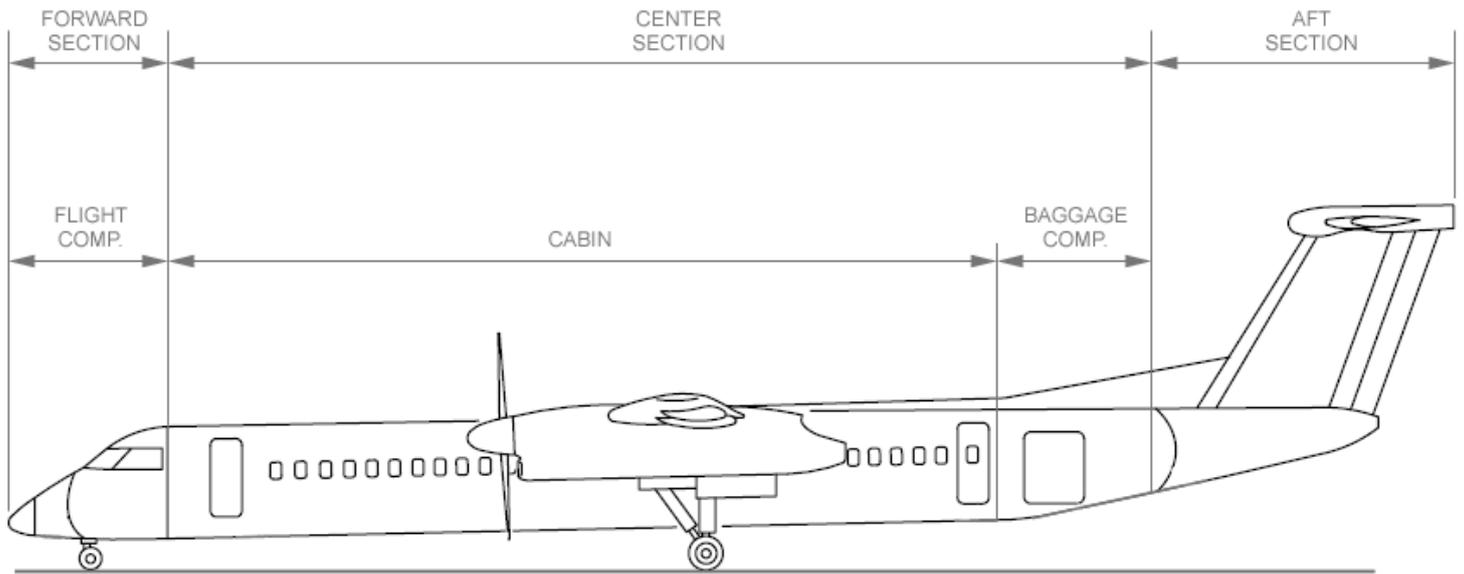


Figura 2.1. Fuselaje.

3. [Distribución de la cabina de vuelo](#)

La cabina del Dash-8 incluye todos los controles e indicadores necesarios, tanto para procedimientos normales como para los de emergencia. El nombre y la ubicación de los paneles de control se muestran en la Figura 3.1.

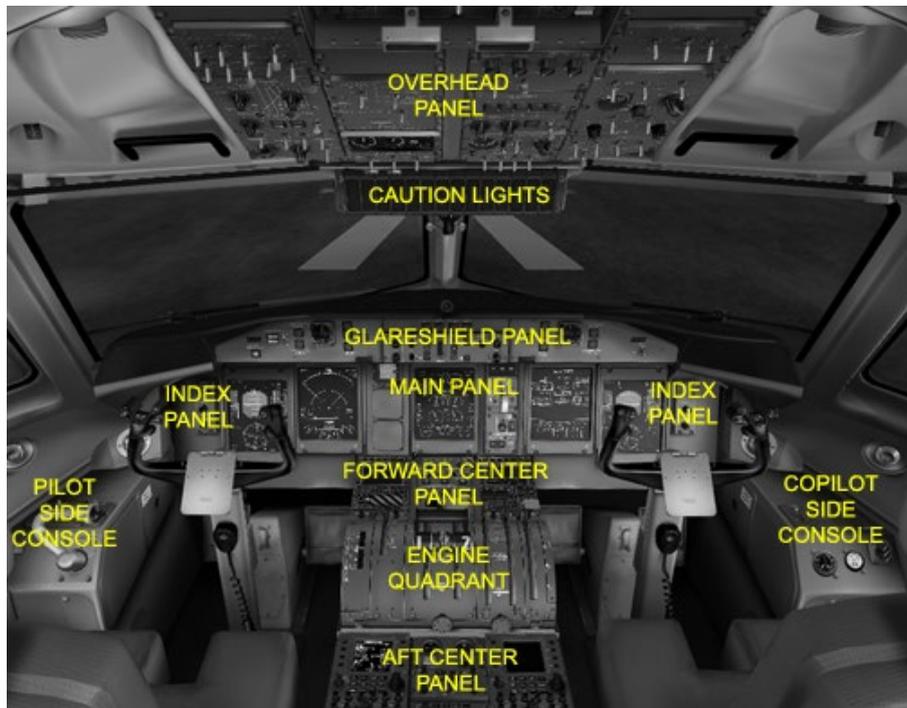


Figura 3.1. Paneles de control

4. Sistema neumático: aire acondicionado, aire a presión (bleed air) y sistema de presurización

El aire acondicionado, el aire a presión (bleed air) y el sistema de presurización conforman el Sistema neumático y tienen las siguientes funciones:

- Presurización del interior del avión
- Proporcionar el aire presurizado para el deshielo del fuselaje.
- Controlar el ambiente en la cabina de vuelo y del pasaje.
- Refrigeración de la aviónica

Los controles e indicadores de este sistema se muestran en la Figura 4.1.

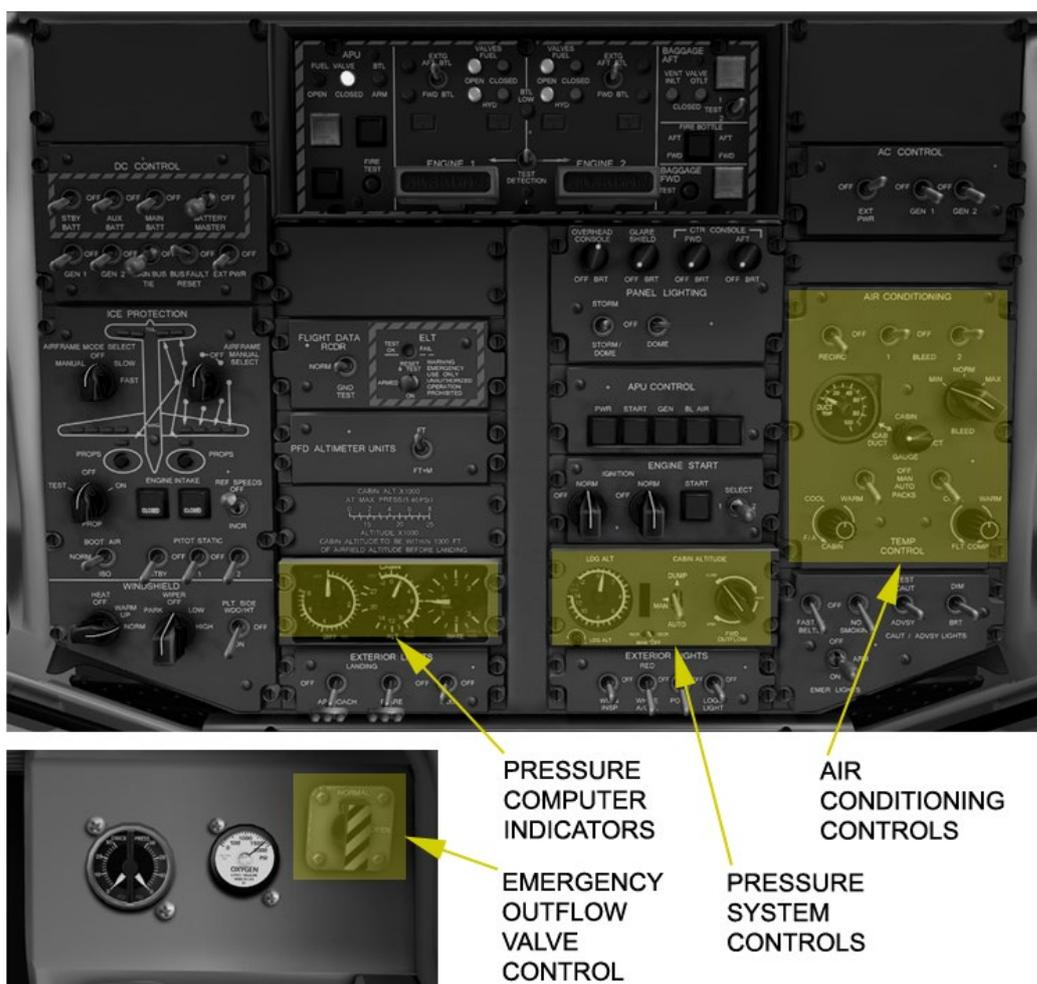


Figura 4.1. Controles e indicadores del sistema neumático

4.1. Presurización

La presurización del avión se consigue mediante el aire a presión suministrado por los motores y que es distribuido por el sistema de aire acondicionado. La presión es mantenida y controlada por el Sistema de Control de Presión de Cabina, el cual regula el flujo de salida de aire desde las áreas presurizadas del avión. Una válvula de salida en la parte trasera es el mecanismo principal de control de la salida de aire y está asistida por dos válvulas de seguridad. La figura 4.1.1. muestra las áreas presurizadas del avión.

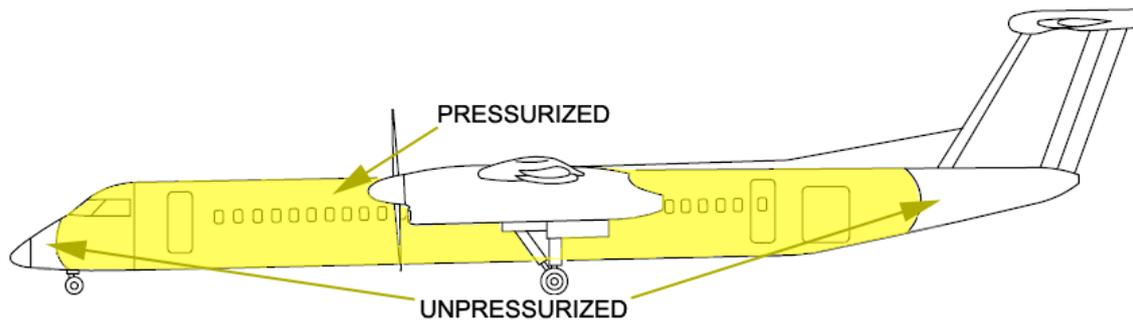


Figura 4.1.1. Áreas presurizadas

La válvula de salida de aire trasera se controla desde el Panel de Control de la Presión de Cabina, situado en el panel superior de la cabina de vuelo. Tanto esta válvula, como la de seguridad, están ubicadas en la cúpula de presión trasera. La válvula de seguridad delantera está ubicada en el mamparo de presión delantero y se puede controlar, o bien desde el panel de presurización, o bien desde la consola lateral del copiloto. La figura 4.1.2 muestra los controles de presurización.



Figura 4.1.2. Controles e indicadores de la presión del aire

PROCEDIMIENTO NORMAL:

El piloto debe seleccionar la altitud del campo de aterrizaje usando el selector LDG ALT (Landing altitud selector en la figura 4.1.2), mientras está en tierra, o como muy tarde, antes de comenzar el descenso. Con el selector de modo en posición Auto, el funcionamiento del sistema está completamente automatizado para alcanzar la altitud del campo en el aterrizaje. Nota: el aire a presión (bleed

air) deberá permanecer en posición ON durante la mayor parte del vuelo para que el sistema de presurización funcione de forma normal. No es posible la presurización del avión utilizando el aire a presión de la APU.

La altitud del campo de aterrizaje solo debe seleccionarse en el panel de presurización si el aire a presión (bleed air) se encuentran en posición ON. Si se va a dejar en ON para el aterrizaje, se deben agregar +500 pies a la altitud del campo de aterrizaje.

El indicador CABIN DIFF debe estar por debajo de 0.5 **antes de cambiar a MIN/OFF** en el panel del aire acondicionado, y debe indicar 0, como muy tarde antes de 500 pies RA

4.2. Aire a presión (Bleed Air)

El subsistema de aire a presión (Bleed air) es el responsable de suministrar aire no acondicionado para presurizar el interior del avión, aire acondicionado, y aire para descongelar el fuselaje del avión. Cada motor suministra aire a presión a través de los puertos de baja y alta presión (LP y HP respectivamente). Cuando se colocan los interruptores en ON, los puertos LP o HP se operan automáticamente según sea la presión del flujo de aire disponible (ver figura 4.3.1).

PROCEDIMIENTO NORMAL:

Los interruptores de aire a presión (Bleed Air) deben estar en OFF si se planea un despegue con reducción de potencia ("Derate"); de lo contrario, deberán permanecer en ON. En este último caso, el seleccionador de modo del flujo de aire (Bleed Flow) deberá estar en MIN. Después del despegue, tan pronto como sea posible, el Bleed Air se deberá volver a conectar (posición ON). Hay que tener en cuenta que los interruptores del Bleed Air deberán estar en ON para que funcione el deshielo del fuselaje. Mantenerlos en OFF es el procedimiento estándar durante la maniobra de aterrizaje con el fin de aumentar el rendimiento de los motores en caso de tener que abortar la maniobra de aterrizaje (GO AROUND).

El interruptor del ventilador de recirculación de aire normalmente se deja siempre en la posición RECIRC.

La luz de alerta de la presión de la cabina es muy posible que se encienda por que los selectores del aire a presión (Bleed Air) se han dejado en OFF, o por que el sistema se ha dejado en el modo DUMP. Corrija el problema antes de continuar el ascenso.

4.3. Aire acondicionado

Este sistema acondiciona el aire a presión (bleed air) a la temperatura y humedad adecuadas y lo envía al sistema de distribución de aire para así controlar el ambiente, tanto en la cabina del pasaje como en la de vuelo. Los controles del sistema se muestran en la figura 4.3.1.

PROCEDIMIENTO NORMAL:

El funcionamiento del sistema de aire acondicionado es automático cuando los PACKS se seleccionan en Auto. La temperatura para la cabina de vuelo y para la cabina del pasaje se puede configurar de forma independiente utilizando los selectores de temperatura. Tanto la temperatura de los conductos (duct temperature) como la temperatura de la cabina, se pueden verificar moviendo el selector del indicador a la posición deseada. En tierra, y con los motores apagados, el aire acondicionado se puede utilizar con el aire a presión proporcionado por la APU; ahora bien, en este caso, los interruptores del aire a presión o bleed air deberán permanecer en la posición OFF.

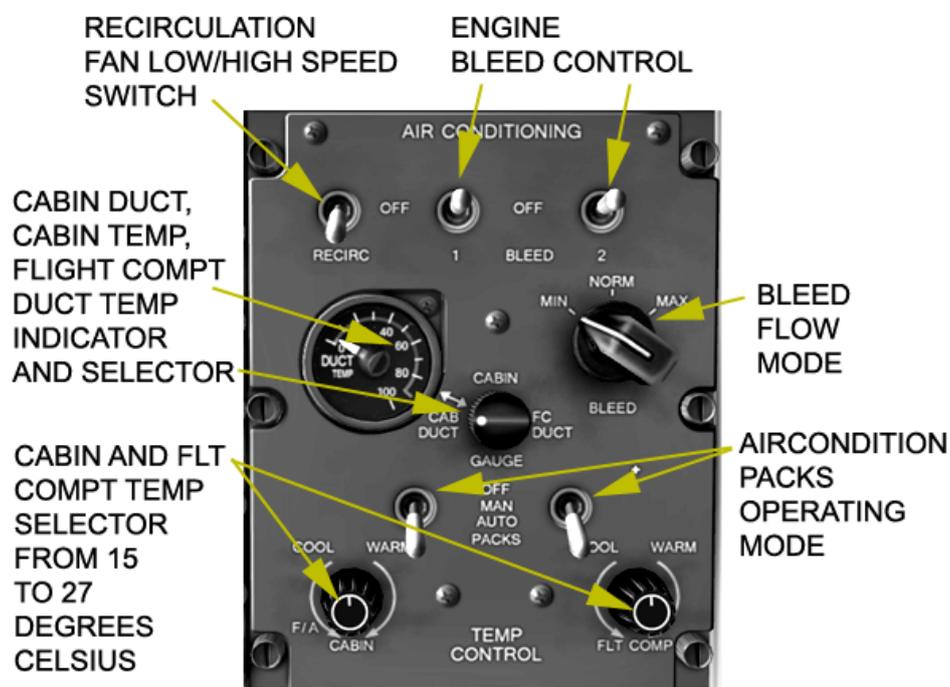


Figura 4.3.1. Controles del aire acondicionado y aire a presión (o Bleed Air)

5. Sistema automático de vuelo (AFCS)

El sistema Automático de Vuelo (o AFCS) es responsable del funcionamiento automático del Director de Vuelo, del Piloto Automático, del Amortiguador de Guiñada (o Yaw Damper) y del Ajuste del Cabeceo.

- El Director de Vuelo proporciona el control lateral necesario para volar el avión, tanto de forma manual como de forma automática.
- El Piloto automático puede volar el avión gracias a la asistencia que le proporciona el Director de Vuelo.
- Durante la transición flaps 15° a flaps 35°, el cabeceo se ajusta de forma automática mediante el ajuste hacia abajo de la posición del elevador, con la consiguiente reducción de la presión sobre la columna de control de vuelo.
- El Amortiguador de guiñada (o Yaw Damper), ajusta el timón durante los giros garantizando un vuelo coordinado.

El AFCS está diseñado para proporcionar aproximaciones ILS en todo tipo de condiciones meteorológicas dentro de los límites CATI y CATII. También proporciona asistencia para aproximaciones VOR o de no precisión, aproximaciones mediante localizador (LOC), tanto frontales como traseras, y aproximaciones con sobreposición del FMS/GPS.

El flujo de datos del AFCS se muestra en la figura 5.1.

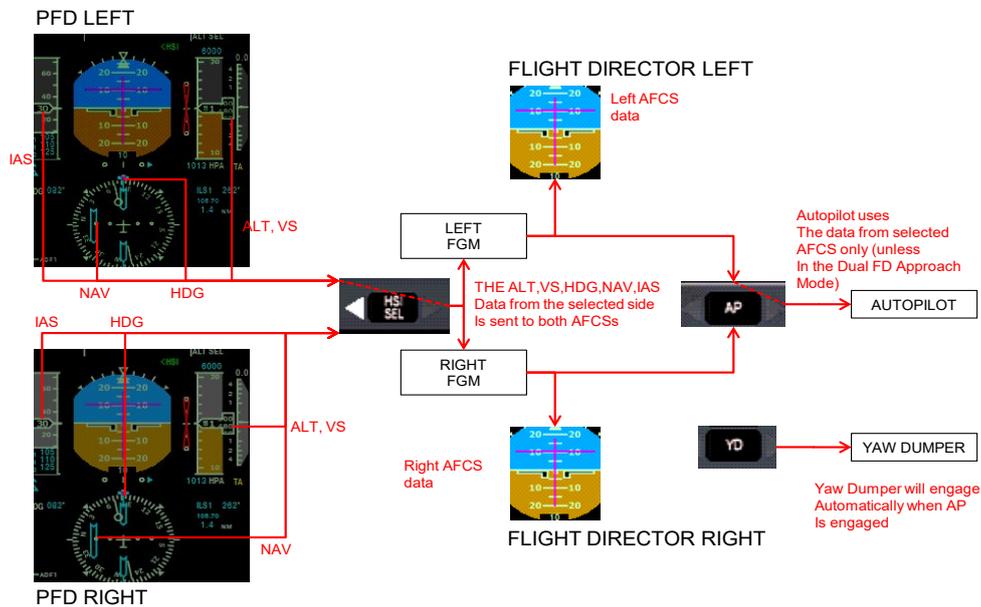


Figura 5.1. Diagrama del flujo de datos del AFCS

5.1. Flujo de información en el AFCS

La información de cada pantalla PFD (las pantallas más alejadas del centro) sobre rumbo, desviación de ruta, velocidad del aire, altitud, y la velocidad vertical, se envía al selector HSI SEL del panel AFCS; dependiendo de qué lado seleccione el piloto con dicho selector (HSI SEL), los datos que se envían a los dos ordenadores FGM (Flight Guidance Management) provendrán del PFD izquierdo o derecho. Ambos ordenadores o unidades FGM, y dependiendo del modo seleccionado en cada momento, calcularán la ruta lateral y vertical, presentándola visualmente con el Director de Vuelo del PFD del lado correspondiente (son las barras magentas que aparecen en el la zona superior central del PFD). El piloto puede volar el avión manualmente siguiendo las indicaciones del Flight Director, en cuyo caso el flujo de la información terminara aquí. Por el contrario, si se opta por un vuelo automático, habrá de conectar el piloto automático presionando el botón AP. La información de uno de los FGM se utilizará entonces para mover los servos del piloto automático, excepto cuando el modo de aproximación dual esté activo (véanse los modos AFCS a continuación). El amortiguador de guiñada se activará automáticamente cuando se conecte el piloto automático.

5.2. Modalidades del AFCS

Todas las opciones del sistema AFCS (tanto laterales como verticales) se pueden clasificar en 2 categorías: opciones Activas y opciones Armadas. Algunas opciones pueden cambiar de activa a armada y revertir a activa de nuevo, dependiendo de si se cumple una determinada condición o no.

La opción “activa” será la que el FGM muestre mediante el Director de Vuelo en la pantalla del lado correspondiente (que se seleccionaba con el botón HSI SEL). La opción activa aparecerá escrita en verde en la parte superior de cada PFD.

Una opción “armada” es aquella se solicita, pero que para pasar a activa, necesita una determinada condición que aún no se ha dado. La opción armada aparecerá escrita en blanco, debajo de la opción activa.

Cuando se solicita una opción presionando uno de los botones del FGCP (panel de control central del sistema AFCS), esta se activa si se cumple la condición necesaria para esa opción. Por ejemplo, si se presiona el botón NAV y la aguja de rumbo NAV en el PFD está completamente desviada, la opción NAV aparecerá escrita en blanco (armada) hasta que dicha aguja comience a moverse. Por otro lado, si se presiona el botón VS, esta opción aparecerá como activa de forma instantánea, ya que no hay condiciones específicas que deban cumplirse antes de que esta opción pueda aparecer como tal. Durante el paso de armado a activo, algunas opciones entraran en una fase llamada de

"adquisición", y que se indica con el signo "*" junto al nombre de dicha opción. El signo "*" desaparecerá una vez la opción se estabiliza como activa.

Las opciones del AFCS se controlan desde el panel FGCP que se muestra en la figura 5.2.1.

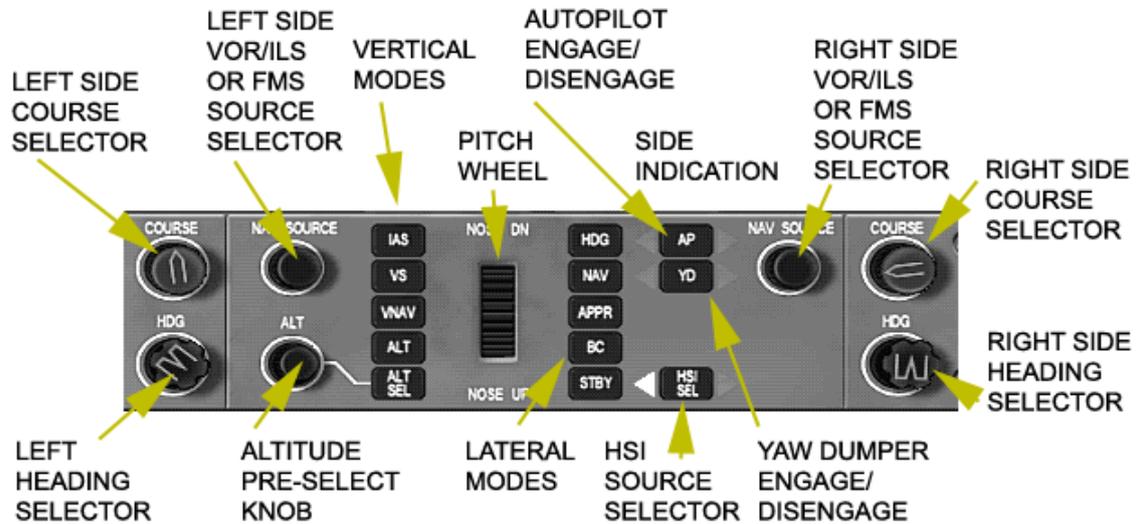


Figura 5.2.1. Panel FGCP

El panel FGCP tiene dos columnas de botones; los botones de la columna de la izquierda seleccionan opciones verticales, y los botones de la columna derecha, seleccionan las opciones laterales. La función del resto de los controles de este panel cambiará según la opción seleccionada.

Opciones laterales:

WINGS LEVEL (Alas niveladas) El modo WINGS LEVEL ordena al FD que mantenga las alas niveladas. Esta opción se activa cuando se conecta el piloto automático (AP) siempre y cuando no haya una opción lateral ya activa. A los 10 segundos, esta opción pasará automáticamente, o bien a ROLL HOLD si el ángulo de inclinación de las alas es de más de 3 grados, o a HDG HOLD si la inclinación es menor que ese valor.

ROLL HOLD Esta opción mantiene el ángulo de inclinación de las alas (alabeo) en ese momento. La opción pasará automáticamente a WINGS LEVEL si el ángulo de inclinación de las alas pasa a ser inferior a 3 grados. Si fuese necesario, después de activar esta opción, el ángulo de inclinación de las alas se puede modificar utilizando la rueda de control táctil.

- HDG HOLD** Esta opción mantendrá el rumbo que siguiese el avión en el momento de su activación. Si fuese necesario, después de activar esta opción, el rumbo se puede modificar utilizando la rueda de control táctil.
- NAV** Esta opción dirige el avión mediante el indicador HSI (la flecha o aguja en el círculo central inferior de la pantalla PFD). Para que esta opción funcione, la fuente de navegación seleccionada debe ser válida y el indicador HSI estar activo, es decir que muestre una desviación menor que la menor máxima posible). La fuente de navegación que utilizará el AFCS está indica en el PFD, a la derecha del HIS (el círculo central inferior). Las fuentes de navegación disponibles (o fuentes NAV) se pueden alternar usando el seleccionador giratorio "NAV SOURCE". Si la fuente de navegación seleccionada en el momento de activar el modo es válida, y el indicador está activo, la opción se activará instantáneamente; de lo contrario, se activará la opción HDG SEL y se tendrá que usar el seleccionador de rumbo para seleccionar el rumbo deseado. La opción NAV aparecerá como Armada hasta que la aguja del HIS comience a moverse, momento en el que pasará a opción Activa y comenzará a seguir el radial correspondiente. La opción NAV aparecerá escrita de distintas formas según la fuente de navegación, que podrá ser: "VOR" si se usa un VOR, "LOC" si se usa un localizador o "LNAV" si se utilizan fuentes de navegación del FMS. En relación a esta última, dependiendo de la opción en la que se encuentre el FMS, la indicación también puede ser "LNAV APPR", "LNAV HDG SEL" o "LNAV HDG INT". Consulte el capítulo FMS para obtener más información sobre estas opciones. Nota: *Si el FGM detecta que el avión ha entrado en el cono de silencio del transmisor, entrará en el modo VOR OS (VOR Over Station) o LOC OS (Localizer Over Station) y seguirá volando en el rumbo actual hasta que el avión deje dicho cono de silencio.*
- APPR** Esta opción se comporta de forma similar la opción NAV, con la excepción de que no se puede usar el FMS como fuente de navegación; por contra, el FGM necesita mayor sensibilidad para permitir una aproximación más precisa cuando se usa un VOR o un Localizador (LOC) como fuentes de navegación. Esta opción aparecerá escrita como "VOR APP" o "LOC" respectivamente.

BC Esta opción solo se puede utilizar cuando la fuente de navegación es un localizador (LOC), y ordenará al Director de Vuelo que siga dicho localizador desde el centro hacia afuera. Por ello, por lo general, se utiliza para volar aproximaciones LOC hacia atrás (Back Course).

STBY Al presionar este botón se cancelará el modo lateral activo en ese momento y, si fuese el piloto automático el que está volando el avión, se activará la opción WING LEVEL; de lo contrario, la opción lateral aparecerá vacía.

Opciones Verticales:

PITCH HOLD (Mantener el cabeceo) Esta opción se activa automáticamente al conectar el piloto automático, siempre y cuando no se haya seleccionado previamente ninguna otra opción vertical. En esta opción, el Director de Vuelo mantiene fijo el ángulo de cabeceo que había en el momento de la activación del piloto automático o en el momento en que se desactivo el control táctil (botón TCS que se encuentra en al lado izquierdo del mando de vuelo). Esta es también la opción que la FGM adoptara por defecto cuando se desactiva cualquier otra opción vertical, tanto si se desactiva de forma manual como de forma automática. La opción aparecerá escrita como "PITCH HOLD"

GA o "Go Around" (abortar) es una modificación de la opción anterior. En realidad, es un cabeceo preestablecido de 10 grados hacia arriba. Se selecciona presionando el botón TO/GA a los lados de las palancas de potencia de los motores. Aparecerá escrito como "GA".

IAS o "Indicated Airspeed" (velocidad indicada). Esta opción mantiene la velocidad indicada (o aerodinámica), medida en el momento de su activación, mediante la modificación de la actitud (cabeceo) del avión. La velocidad indicada a mantener se puede modificar girando la rueda del panel FGCP o utilizando el TCS. Esta opción aparecerá escrita como "IAS".

VS o "velocidad vertical", dará instrucciones al Director de Vuelo para mantener la velocidad vertical que haya en el momento de seleccionarse y activarse. La velocidad vertical a mantener se puede alterar girando la rueda del panel FGCP o usando el TCS. Esta opción aparecerá escrita como "VS".

- GS o Glideslope (Senda de Planeo). Cuando la Fuente de navegación sea el ILS y se active el modo APRR (aparecerá escrito LOC), la opción GS se arma automáticamente (siempre y cuando se haya captado una señal válida de senda de planeo). GS permanecerá armado (escrita en color blanco) hasta que la senda de planeo sea activa, momento en el que GS también pasará a activo (verde) y procederá a volar la senda de planeo del ILS. Si después de esto, la aguja indicadora de la senda de planeo apareciese fuera de rango, el estado de GS volverá a ser armado, y si alguna de las condiciones necesarias para que permanezca armado no se diese, se desarmará y el FGM pasará a PITCH HOLD.
- VNAV Navegación vertical. Es la única opción vertical vinculada a una fuente de navegación. Cuando la fuente de navegación seleccionada es el FMS, la opción lateral es LNAV y la sección VNAV del FMS se ha completado, presionando el botón VNAV, esta opción se armará o activará dependiendo de la desviación que muestre la aguja VNAV en el PFD. Si alguna de estas condiciones de repente dejase de darse, se volverá a la opción PITCH HOLD. VNAV aparece escrita como "VNAV".
- ALT Esta opción requiere una atención especial, ya que su funcionamiento es diferente a cómo se opera normalmente en la mayoría de los aviones. En particular, el funcionamiento de esta opción depende de la manera en cómo se haya activado: 1. Activación manual (presionando el botón ALT): el FGM usará la altitud actual del avión como altitud objetivo y ordenará al Director de Vuelo que la mantenga. 2. Usando la opción de armado ALT SEL (ver a continuación).
- ALT SEL Esta opción solo puede aparecer como opción armada. Cuando se presiona el botón ALT SEL, la opción permanecerá armada hasta que el avión se acerque a la altitud preseleccionada (mientras vuela bajo cualquier opción vertical activa), que estará indicada en la pantalla PFD, justo encima de la columna de la altitud. En ese momento, se producirá una transición automática a la opción ALT y el avión alcanzará y mantendrá la altitud preseleccionada. La opción aparecerá escrita como "ALT **" hasta que se alcance la altitud deseada. Una vez alcanzada se ignorará cualquier cambio en la preselección de altitud.

Para volver a cambiar el nivel de vuelo, se debe seleccionar una opción de velocidad vertical activa diferente y volver a activar el SEL ALT hasta que adquiera la nueva altitud. Nota: Para anular la selección del modo ALT SEL, mantener presionada la tecla ALT SEL durante 2 segundos o más.

STBY Presionando el botón STBY cuando el piloto automático esta activado, volverá al modo PITCH HOLD; si no está activado, el espacio de opción vertical quedará vacío.

Opción dual del Director de Vuelo (FD):

La opción dual del FD es una de las opciones de la aproximación ILS, e indica a la tripulación que el AFCS está configurado correctamente para aproximaciones ILS de Categoría II. En esta opción, ambos FGM mostraran de forma independiente, a través de las pantallas PFD, las instrucciones del Director de Vuelo (FD), esto es, el FGM izquierdo mostrara en la pantalla PFD izquierda las instrucciones del Director de Vuelo (FD) izquierdo, mientras que el FGM derecho usara la pantalla PFD derecha para mostrar las correspondientes instrucciones del Director de Vuelo (FD) derecho.

En la opción dual del FD, el FGM del lado izquierdo seguirá las indicaciones del Localizador y de la Senda de Planeo, en relación con el receptor VOR/LOC izquierdo, datos aéreos del ADC izquierdo, datos de actitud y velocidad vertical del AHRS izquierdos y datos de rumbo izquierdos del FGCP. La FGM del lado derecho hará exactamente lo mismo, pero usando las fuentes de datos correspondientes del lado derecho.

Para usar la opción dual del FD en las aproximaciones ILS, las tripulaciones deberán proceder de la siguiente manera:

- Seleccionarán la posición NORM con el selector EFIS ADC. (Selector derecho en el panel MFD, entre los paneles ARCDU en la consola central)
- Seleccionarán la posición NORM con el selector EFIS ATT/HDG. (Selector izquierdo, también en el panel MFD, entre los paneles ARCDU, en la consola central)
- Seleccionarán VOR/LOC 1 como fuente de navegación izquierda (en el FGCP, selector NAV SOURCE).
- Seleccionarán VOR/LOC 2 como fuente de navegación derecha (en el FGCP, selector NAV SOURCE).
- Sintonizarán los receptores VOR/LOC 1 y 2 en la misma frecuencia de localizador.

- Seleccionarán, tanto a la izquierda como a la derecha del FGCP, el rumbo (Course) de la pista deseada (que será el mismo).
- Seleccionarán el rumbo de intercepción en el FGCP.
- Presionarán el botón APPR en el FGCP para armar la dicha opción.
- Introducirán la altura de decisión izquierda y derecha en el ICP (el panel más exterior, justo después de las pantallas).

El proceso descrito activa automáticamente la aproximación ILS. La submodalidad dual del FD se activará si:

- La dos FGMs están disponibles.
- Ambos AHRS son correctos para ambas FGMs.
- El selector EFIS ATT/HDG está en posición NORM.
- Ambos ADC son válidos para ambas FGMs.
- El selector EFIS ADC está en posición NORM.
- La información ILS de ambos receptores VOR/LOC es correcta y coincide en ambos FGMs.
- El VOR/LOC 1 es la fuente de navegación izquierda seleccionada.
- El VOR/LOC 2 es la fuente de navegación derecha seleccionada.
- Ambos receptores VOR/LOC 1 y 2 están sintonizados en la misma frecuencia de localizador.
- Ambos cursos, izquierda y derecha son iguales.
- Los modos activos lateral y vertical son Localizer Track (LOC) y Glideslope Track (GS) respectivamente.
- El radioaltímetro es correcto y está por debajo de 1200 pies.
- Las instrucciones de ambos Directores de vuelo, (izquierdo y derecho), coinciden.
- El control táctil (TCS) no está activo.

Opción Tactile Control Steering (TCS):

Nota: La función TCS solo está disponible en las ediciones PRO y superiores.

El TCS se activa manteniendo presionado el botón TCS en el control de vuelo (yoke). Esta opción se puede utilizar para desactivar temporalmente los servos del piloto automático y volar manualmente el avión sin que por ello se desactive el propio piloto automático, o para ajustar los parámetros de ciertas opciones

(consulte las opciones descritas anteriormente). Al soltar el botón TCS, el piloto automático continuará volando el avión (si se activó previamente), y los siguientes parámetros serán enviados a los modos AFCS activos:

ROLL HOLD	Se introducirá un nuevo ángulo de balanceo, que será el mantenido por la opción "Roll Hold".
HDG HOLD	Se introducirá un nuevo rumbo que será seguido por la opción "Heading Hold".
PITCH HOLD	Mantendrá un nuevo ángulo de cabeceo.
IAS, VS, ALT	una vez que se suelte el botón TCS, se mantendrá la nueva velocidad, la velocidad vertical o la altitud correspondiente.

Nota: La opción TCS se utiliza en ocasiones para programar que la opción ALT mantenga una altitud que no se puede seleccionar directamente con el selector de altitud (por ejemplo, 2530 pies).

5.3. Autocompensador de cabeceo durante la extensión de los flaps

Existe la posibilidad de que el morro del avión baje automáticamente durante la transición de flaps 15° a 35°, lo que aliviara la fuerza a aplicar sobre la columna de control durante dicha transición.

PROCEDIMIENTO NORMAL:

Aquí se describe una de las formas de usar el AFCS durante un vuelo típico:

ANTES DE DESPEGAR:

Active el modo GA presionando el botón TO/GA en el lateral de cualquiera de las palancas de potencia de los motores; establezca la altitud inicial usando el botón giratorio ALT y presione el botón ALT SEL. Seguidamente seleccione el rumbo de la pista usando el botón giratorio HDG y active la opción HDG SEL presionando el botón HDG en el panel FGCP. Presione YD para activar el compensador de guiñada. Alternativamente, si el FMS ya está configurado para un procedimiento de salida que incluya un tramo con el rumbo de la pista, active la opción LNAV presionando el botón NAV. Antes de despegar, verifique que la opción activa lateral es HDG o LNAV (según sea necesario), que la opción vertical activa es GA y que la opción vertical armada sea ALT SEL.

DURANTE EL ASCENSO:

Una vez conseguida la velocidad deseada, pero no por debajo de 500 pies, presione IAS para activar la de opción velocidad. Verifique que la altitud seleccionada no está por debajo de la altitud actual y que el modo ALT SEL continúa armado. Corrija el rumbo o cambie a NAV (LNAV) si es necesario y presione AP para activar el piloto automático. El ascenso generalmente se realiza en el modo IAS, que para configurarlo según las tablas se utilizará la rueda de cabeceo. La opción lateral suele ser FMS (LNAV).

DURANTE EL DESCENSO:

Establezca la altitud de descenso inicial deseada, presione ALT SEL y luego VS. Seleccione la velocidad de descenso deseada usando la rueda de cabeceo, y monitoree la velocidad mientras desciende. Si no es muy importante mantener una velocidad de descenso exacta, también se puede utilizar el modo IAS. Una alternativa más complicada sería usar el modo VNAV, en el cual, el FMS calcula con precisión la Velocidad Vertical requerida para cumplir con lo publicado en los procedimientos o con las limitaciones de altitud dadas por ATC.

DURANTE LA APROXIMACION:

Si no se utiliza la opción LNAV como aproximación, lo normal es utilizar HDG SEL para interceptar el tramo de aproximación, con LOC, VOR APR, o LOC+GS en su modo armado a la espera de activarse una vez en la senda de aproximación.

6. Sistema ARMS de sonido y radio

El ARMS utiliza dos unidades ARCDU para monitorizar y manejar los siguientes sistemas de comunicación:

- Sistema de control de Radiocomunicación (RCOM) y sistema de control de la radionavegación.
- Sistema de comunicación con el pasaje (PA) y sistema de continua comunicación por interfono (PACIS)
- Sistema de integración de sonido (AIS)

En la figura 6.1 se muestra la distribución una unidad ARCDU. Los dos módulos, derecho e izquierdo, son similares.

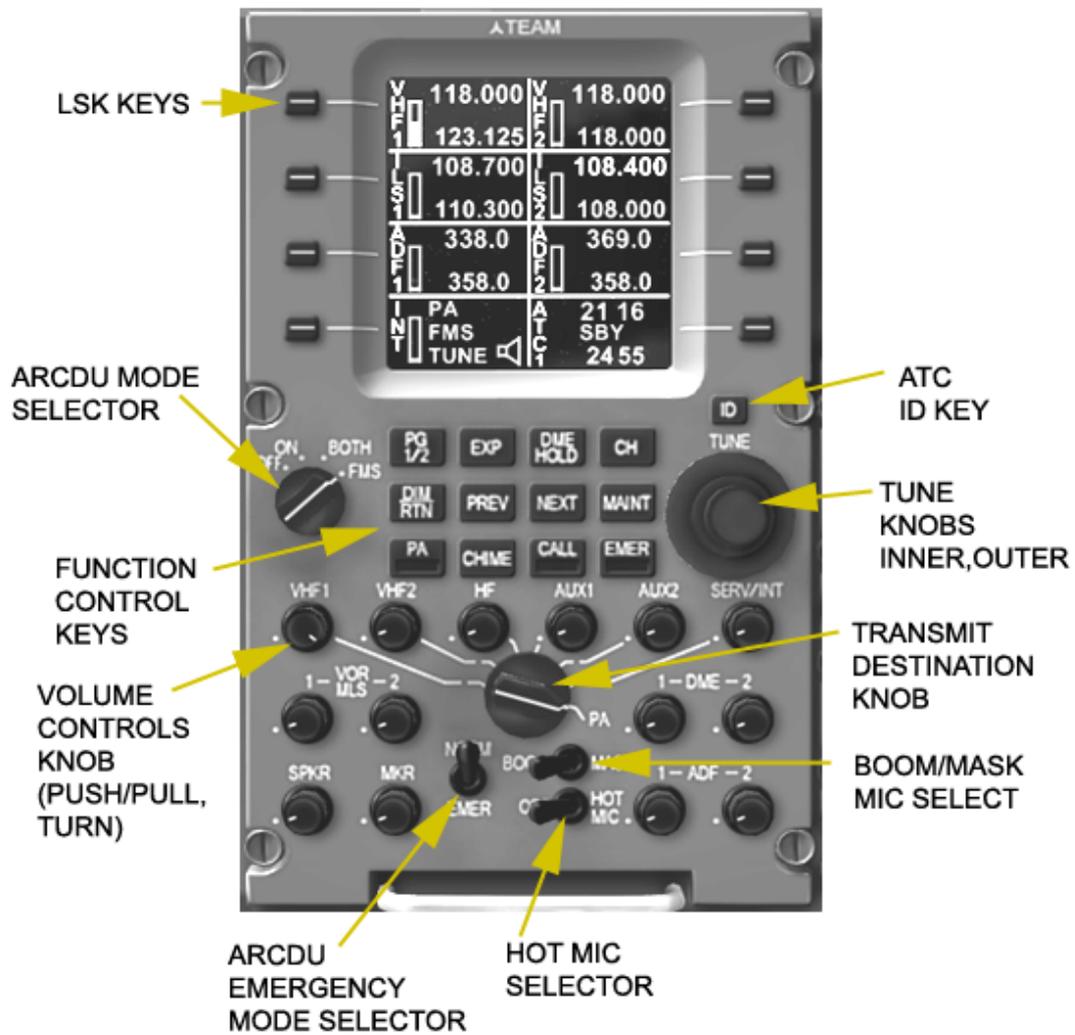


Figura 6.1. Distribución de una unidad ARCDU

6.1. Páginas de la ARCDU

La ARCDU contiene varias páginas que presentan la información de los distintos sistemas que gestiona. Cada página está dividida en 8 secciones, de las cuales, las 6 superiores son específicas para cada página, mientras que las 2 inferiores siempre muestran la misma información: intercomunicador a la izquierda, y transpondedor ATC a la derecha.

Primera página del ARCDU (o página principal).

La primera página del ARCDU se muestra en la Figura 6.1.1



Figura 6.1.1. Página 1 de la ARCDU

Resume las funciones básicas y permite manejar la mayoría de las radios, el sistema COM y el transpondedor ATC. Las 6 secciones relativas a las radios contienen la siguiente información para cada una de ellas:

- Tipo de radio - en vertical y escrito en color blanco
- Indicador de volumen: en blanco o verde según este inactivo o activo respectivamente.
- Frecuencia en espera: en azul (o negro sobre fondo azul si está listo para modificarse).
- Frecuencia activa: verde (o en blanco si aún no capta señal)
- Indicación de canal preestablecido: en azul
- Indicador TX y RX para VHF - verde

Para ajustar una radio en particular, primero debe seleccionarse presionando la tecla lateral adyacente (LSK) y después sintonizarla usando el botón giratorio de la ARCDU. Una vez sintonizada, para pasarla a frecuencia a activa, se pulsa de nuevo la misma tecla LSK y la radio quedará sintonizada en la nueva frecuencia.

Para utilizar canales preestablecidos (se habrán preestablecido de antemano, ver más adelante) primero se presiona el SLK de la radio a sintonizar para que quede resaltada, luego se presiona la tecla CH, y al girar el botón giratorio de

sintonización se irán seleccionando dichos canales en lugar de sintonizar una frecuencia concreta. La frecuencia en espera, en color azul, indicará el canal preestablecido seleccionado en ese momento. Presionando la LSK otra vez, la frecuencia del canal seleccionado pasara a activa. Para desactivar la opción de canales prefijados hay que volver a resaltar la frecuencia con el SLK y presionar otra vez la tecla CH.

El indicador de volumen aparecerá en blanco si el volumen está desactivado y en verde si está activo. La altura de la barra indica el nivel de volumen.

Cada control de volumen tiene 2 funciones: activación/desactivación y ajuste de volumen. La activación/desactivación se controla haciendo click en el centro del botón giratorio de volumen correspondiente, y el volumen se ajusta, o bien usando la rueda del ratón, o bien situando el cursor (en forma de mano) en cualquiera de los lados del botón giratorio (pero no en el centro) y usando los botones izquierdo y derecho del ratón para bajarlo o subirlo respectivamente.

La sección inferior izquierda de la pantalla está dedicada al sistema de intercomunicación y está presente en todas las páginas de la ARCDU. Informa sobre el volumen y el tipo de transmisión (VHF 1 y 2, INT y PA dependiendo de la posición del conmutador de comunicaciones).

La sección inferior derecha está dedicada al transpondedor. Este avión tiene dos transpondedores, de los que solo uno puede estar activo en cada momento. El número superior indica el código del transpondedor activo; el número inferior es el código en espera, que se puede sintonizar pulsando primero el correspondiente SLK, para resaltarlo, y usando después el botón giratorio, cuya parte más externa seleccionará los 2 primeros dígitos del código y la parte interna o central, los dos últimos. El estado del transpondedor se indica entre los 2 códigos y puede ser ON, ALT o STB; para cambiar de estado se mantendrá presionada la LSK adyacente durante más de 2 segundos.

Segunda página de la ARCDU. Se muestra en la figura 6.1.2.



Figura 6.1.2. Página 2 de la ARCDU

Tanto para acceder a esta página como para salir de ella se pulsará la tecla PG½.

En esta página se puede configurar la radio VHF3 (que es la que normalmente se usa para el ACARS). En la tercera fila se representan los volúmenes de las

diferentes radios (que son similares a los que se muestran en la página 1, aunque de menor tamaño). Y en la última fila se muestra la configuración del intercomunicador y el transpondedor, que como ya se comentó, aparece en todas las páginas de la ARCDU.

Páginas adicionales específicas de cada radio

A excepción del intercomunicador, es decir, tanto las radios como el transpondedor, disponen de páginas adicionales a las que se accede presionando primero el SLK correspondiente, y después la tecla EXP. Para volver a la pantalla inicial se presiona PG ½. Estas páginas permiten establecer diversos parámetros, como el silenciador de VHF (Squelch) o el BFO de los ADF (el sonido del ADF). En ellas también se pueden presintonizar hasta 8 canales o testar algunas de las radios y los transpondedores. Mas adelante nos referiremos a algunas de estas páginas.

Página de sintonización de canales preseleccionados

Para entrar en la página de sintonización de canales preseleccionados se entra primero en la página adicional de la radio en cuestión como se ha descrito anteriormente y una vez en ella se presiona el SLK correspondiente a “CHANNELS”. El diseño de esta página se muestra en la figura 6.1.3.

VHF1 VOR1/ILS1 ADF1	VHF2 VOR2/ILS2 ADF2
CH1 108.000 CH2 108.000	CH5 108.000 CH6 108.000
CH3 108.000 CH4 108.000	CH7 108.000 CH8 108.000
INT PA FMS TUNE	ATC 1 21 16 SBY 24 55

Figura 6.1.3. Ejemplo de página Canales (Channels)

En esta página se sintonizan hasta 8 canales que luego se pueden utilizar para acelerar el proceso de sintonización, reduciendo así la carga de trabajo del piloto durante las fases críticas del vuelo.

En la sección superior de la pantalla se indica para qué radio se van a sintonizar los canales preestablecidos. En el ejemplo de la figura 6.1.3. se muestran las frecuencias de canal para el receptor VOR/ILS 1.

En las dos filas siguientes se sintonizan las frecuencias para cada canal. Para ello presione el SLK correspondiente en cualquiera de los cuatro cuadrantes de la pantalla, y por defecto se resaltará el canal superior (CH1, 3, 5 o 7); modifique la frecuencia usando el botón giratorio principal, y vuelva a presionar el mismo

SLK para resaltar el segundo canal del cuadrante de pantalla en el que esté (CH2, 4, 6 u 8).

6.2. Opciones de la ARCDU

El selector de opciones del ARCDU (ver figura 6.1 ARCDU Mode Selector) se usa para apagar o encender el módulo ARCDU, para seleccionar el lado de la ARCDU en la que se sintonizaran los radios, o para seleccionar la función de sintonización automática FMS.

Cuando una unidad ARCDU está encendida (ON), solo podrá sintonizar los radios de su lado, es decir, la ARCDU1 (izquierda) sintonizará sólo la VHF1, VOR1 y ADF1, y la ARCDU2 (derecha) sólo sintonizará la VHF2, VOR2 y ADF2.

Si una unidad ARCDU está en posición BOTH, dicha unidad puede sintonizar cualquier radio de ambos lados.

Por último, en la posición "FMS", el FMS podrá seleccionar las frecuencias de radio automáticamente (actualmente se utiliza para sintonizar la frecuencia de aproximación VOR/ILS al activar el modo de aproximación FMS).

6.3. Tecla ID de identificación para ATC

La tecla ID se utiliza para emitir la señal de identificación a control de vuelo (ATC). Para poder utilizar esta tecla se necesita una versión registrada del FSUIPC ya que, en el diseño del Majestic, esta función se ha integrado en el Squackbox3 del FSUIPC con el fin de que dicha señal se pueda enviar al ATC a través de internet. Esta funcionalidad también se puede utilizar con cualquier otro software de red de vuelo virtual compatible con SquawkBox (como puede ser el cliente IVAO).

6.4. Sintonización

El botón giratorio de sintonización se utiliza para seleccionar opciones o dígitos de un parámetro que ha sido previamente resaltado mediante el uso de la correspondiente tecla LSK. Generalmente, la parte más externa del botón modifica los dígitos más a la izquierda, mientras que la más interna o central, modifica los más a la derecha. Para utilizar el botón giratorio, coloque el cursor del ratón sobre la parte externa o interna (central) del botón, y use la tecla izquierda/derecha del ratón o la rueda central del mismo, para ajustar el valor deseado.

6.5. Funciones

- “PG 1/2” cambia la página actual cuando hay más de una disponible, y devuelve a la página principal desde cualquier otra página.
- “EXP” previa selección con el correspondiente SLK, abre la página adicional específica de cada radio y del transpondedor.
- “DME HOLD” desacoplará la frecuencia del receptor DME del receptor VOR/ILS, de forma que el DME seleccionado, siga recibiendo mientras se selecciona en la línea superior un nuevo VOR/ILS utilizando los botones de sintonización.
- “CH” una vez se haya resaltado la frecuencia en espera de una radio, habilitara o deshabilitara la opción de canales presintonizados para esa radio.

6.6. Mensajes para el pasaje

- “PA” se ilumina durante los anuncios a los pasajeros. Solo se puede seleccionar si el selector de micrófono está en la posición PA. Presionando una segunda vez se desactiva la opción de anuncio.
- “CHIME” emite un sonido de llamada en la cabina.
- “CALL” emite un sonido de llamada en la cabina para conectar con el puesto del auxiliar de vuelo.
- “EMER” coloca el sistema PA en la opción de emergencia. Esta opción pone cualquier otra que estuviese seleccionada en espera y enciende la luz roja en el puesto del auxiliar de vuelo. Inicia un sonido de llamada tanto en la cabina como en la cabina de vuelo, y activa la conexión de audio con el puesto del auxiliar de vuelo.

6.7. Control de volumen

Todos los sistemas conectados al sistema de comunicación tiene su propio control de volumen en los paneles ARCDU. Estos controles tienen 2 funciones:

1. Activar/desactivar la salida de sonido - haciendo clic con el botón izquierdo del ratón en el centro del botón.
2. Regular el volumen con la rueda del ratón cuando el cursor se coloca encima del botón y se transforma en mano, o con los botones izquierdo/derecho del ratón cuando el cursor se coloca en la periferia del botón. Los indicadores de volumen se muestran en verde cuando el sonido esta activado, de lo contrario permanecen en blanco.

6.8. Opción emergencia de la ARCDU

El selector de emergencia (no confundir con la tecla EMER ya mencionada) de la ARCDU permite seleccionar entre la posición normal y la de emergencia (ver Figura 6.1.1).

Cuando la ARCDU se coloca en la forma de emergencia, ocurre lo siguiente:

- “EMER” aparece escrito en rojo en la sección del intercomunicador de la pantalla.
- El selector micrófono/interfono es anulado mientras la opción EMER siga seleccionado.

En caso de seleccionarse en la ARCDU del piloto:

- Los auriculares y micrófono del piloto se conectan directamente a la frecuencia VHF1.
- El audio del interfono se deriva directamente a sus auriculares.
- El volumen de la radio VHF1 y del intercomunicador no se pueden regular.

Cuando se selecciona en la ARCDU del copiloto:

- Los auriculares y micrófono del copiloto se conectan directamente a la frecuencia VHF2.
- El audio del interfono se deriva directamente a sus auriculares.
- El volumen de la radio VHF2 y del intercomunicador no se pueden regular.
- El selector PTT/INPH (situado en la asta externa del yoke) se debe posicionar en PTT para acceder al COMM lateral.
- El interfono no estará disponible excepto para sonido

6.9. Panel auxiliar COM

Este panel se puede usar para sintonizar la frecuencia COM1 en caso de que las unidades ARCDU fallen. El panel se puede ver en la figura 6.9.1.



Figura 6.9.1. Panel COM auxiliar

Cuando se enciende el panel colocando el selector en posición ON, las frecuencias principales y de espera del COM1 aparecerán en la pantalla y en las ARCDU se mostrará "SBY CTL" en lugar de la frecuencia VHF1.

La frecuencia se sintoniza usando los botones giratorios y se activa presionando la tecla que contiene dos puntas de flecha.

Rotando el botón giratorio hasta la posición TEST, se chequea la salida del receptor deshabilitando la función de anulación de ruido. Es necesario que el volumen del VHF1 esté habilitado y sea mayor que cero para poder escuchar un ruido en los auriculares/altavoces durante el test.

7. Sistema eléctrico

Este sistema provee de energía eléctrica a todos los sistemas del avión y utiliza las siguientes fuentes de energía:

- Los generadores DC #1 y #2
- Los generadores AC #1 y #2
- El generador DC de la APU (Unidad auxiliar de energía del avión)
- Corriente DC externa del GPU (unidad de energía de tierra)
- Corriente AC externa del GPU (unidad de energía de tierra)

El funcionamiento del sistema es completamente automático y es gestionado por la Unidad de Control de Energía Eléctrica (EPCU), que proporciona la reconfiguración automática y, en los casos de fallos de energía y cortocircuitos, aísla los circuitos defectuosos.

El sistema es controlado por la tripulación mediante los paneles eléctricos de corriente continua (DC) y de corriente alterna (AC), ubicados en el panel superior, y se monitoriza desde la página del sistema eléctrico del MFD.

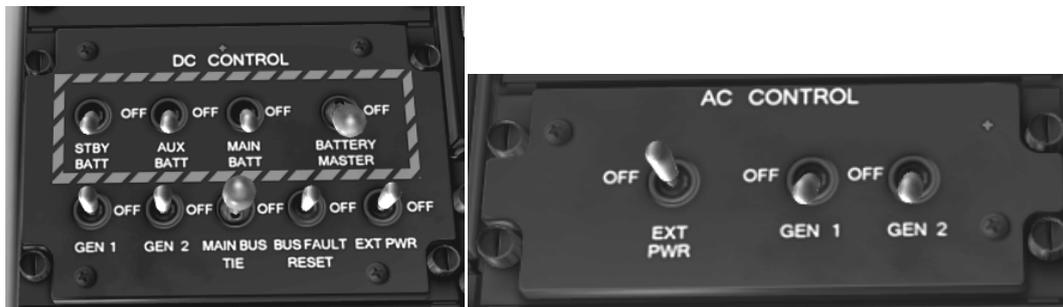


Figura 7.1. Control de los paneles eléctricos DC y AC



Figura 7.2. Página del sistema eléctrico del MFD

El sistema eléctrico (ver figura 7.3.) consiste en un circuito de corriente alterna (AC) y otro de corriente continua (DC).

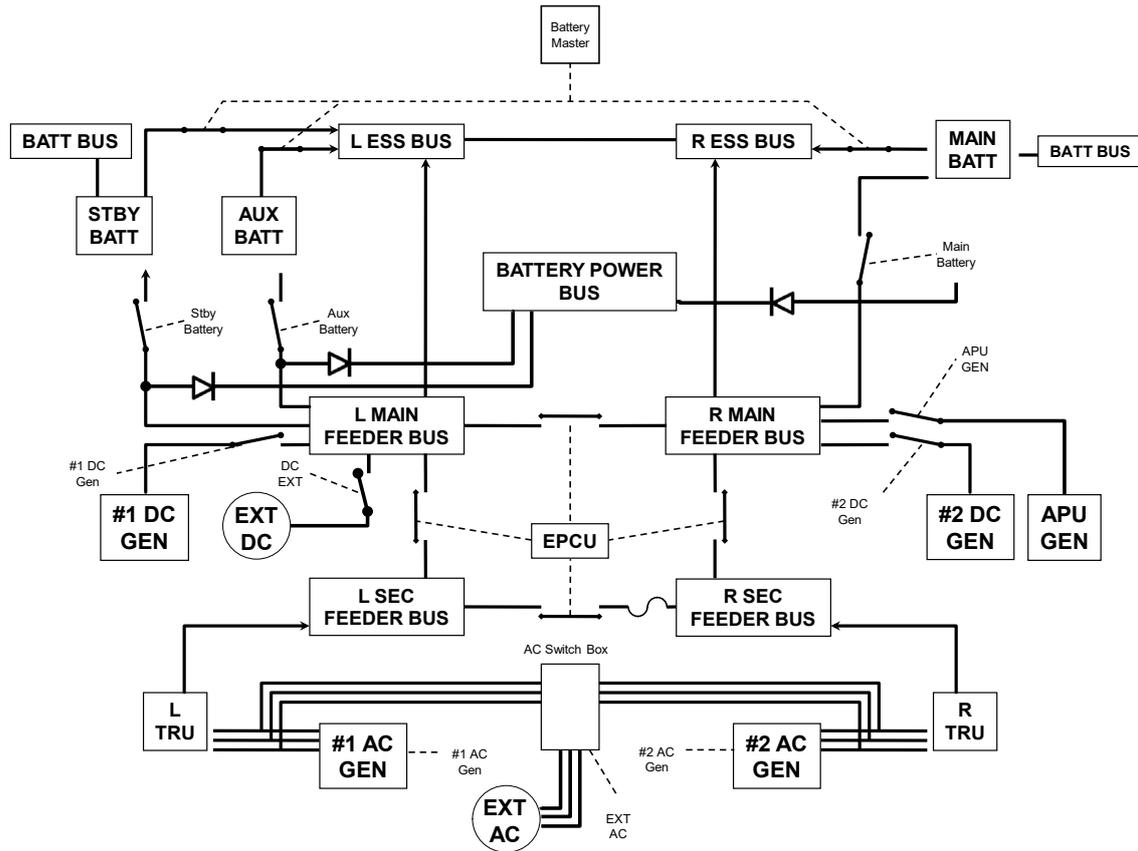


Figura 7.3. Diagrama del sistema eléctrico

7.1. Fuentes de energía del sistema eléctrico

Generadores de corriente continua (DC)

Bajo la cubierta de cada motor hay instalado un generador eléctrico de corriente continua (DC) conectado mecánicamente a la turbina Nh. Es por ello que los generadores DC proporcionarán electricidad independientemente de que las hélices estén en posición normal o de bandera (feathered). El rendimiento de los generadores DC se puede verificar en la página del sistema eléctrico en la sección DC GEN 1 y 2.

Si las unidades de control de energía eléctrica detectan un fallo en uno de los generadores DC, lo desconectarán automáticamente. El fallo se mostrará en el panel de indicadores de precaución iluminando "DC GEN 1" o "DC GEN 2". Cuando esto sucede, es posible volver a conectar el generador apagando y encendiendo el interruptor DC Gen correspondiente. Si la luz permaneciese encendida y el motor está funcionando, no se debe hacer ningún otro intento de reconectarlo, y se debe aterrizar tan pronto como sea posible. Hay que tener en cuenta que las luces de precaución "DC GEN 1 o 2" se iluminan cuando los

motores no están en funcionamiento simplemente para indicar que los generadores DC no están funcionando.

Generadores de corriente alterna (AC)

Los generadores AC producen corriente alterna durante el vuelo y están conectados mecánicamente a la turbina NL. Es por ello que tanto el voltaje como la frecuencia de la electricidad que producen dependen directamente de las revoluciones (rpm) reales de la hélice, o sea, de que estas giren. Es importante que los generadores AC no se conecten con las hélices en posición de bandera (feathered). El funcionamiento de los generadores AC se indica con las luces de precaución AC GEN # 1 y # 2, así como con la información del voltaje AC GEN 1 y 2 en la página del sistema eléctrico. En el caso de fallo, se puede intentar restablecer su funcionamiento utilizando la misma técnica descrita para los generadores de DC.

Corriente eléctrica DC y AC externa (GPU)

Cuando la GPU (Ground Power Unit o unidad de corriente de tierra) está disponible, tanto los circuitos AC como DC se pueden alimentar con energía eléctrica externa.

La corriente continua DC se selecciona usando el interruptor EXT PWR situado en el panel DC CONTROL del panel superior y aparecerá indicado en verde en la página eléctrica (DC EXT PWR ON). Si la alimentación DC externa tiene el voltaje suficiente, se convertirá en la única fuente de electricidad para los sistemas DC (las baterías, el APU y los Generadores DC estarán desconectados). Sin embargo, las baterías se pueden cargar con la alimentación externa DC si sus respectivos interruptores están en la posición ON (encendido).

La corriente AC se selecciona en el panel AC CONTROL, en el panel superior, mediante el interruptor EXT PWR, y aparecerá indicado en verde en la página eléctrica (AC EXT PWR ON). La activación de la corriente AC desconectará automáticamente los generadores de AC del sistema eléctrico.

Generador de la APU (Auxiliar Power Unit o unidad auxiliar de electricidad)

Cuando la APU está funcionando mientras el avión permanece en tierra, su generador se puede usar para alimentar el sistema eléctrico DC si los generadores principales están desconectados. Los generadores DC del APU se seleccionan usando el botón "GEN" en el panel de control de la APU (APU CONTROL, situado en el panel superior), el cual mostrara ON iluminado en verde dentro del propio botón.

7.2. Unidad Auxiliar de Energía (APU)

El APU se utiliza en tierra para suministrar corriente eléctrica y aire a presión para el aire acondicionado, en aquellos casos en los que no hay una fuente de corriente de tierra disponible. La APU se controla desde el panel de control de la APU (APU CONTROL) ubicado en el panel del techo de la cabina (Figura 7.2.1.)

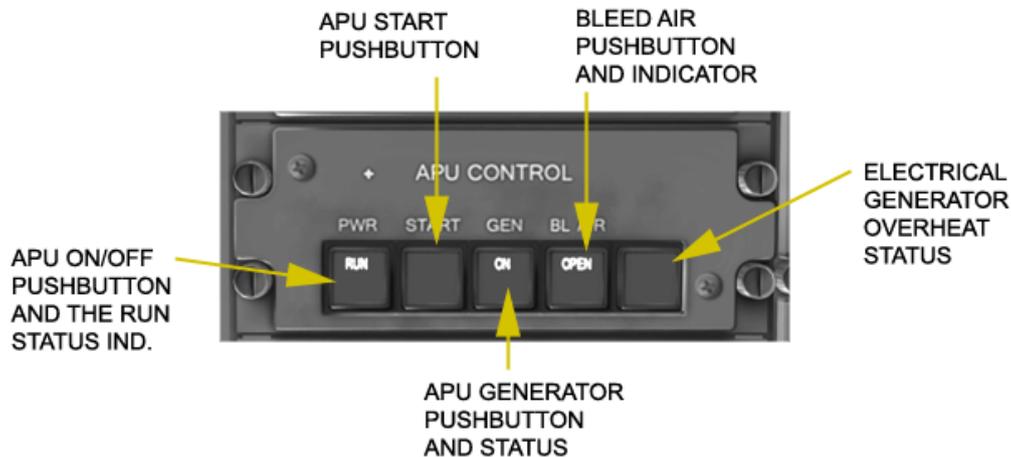


Figura 7.2.1. Panel de control de la Unidad de Energía Auxiliar (APU)

Encendido y apagado de la APU

La APU se conecta presionando el botón PWR en su panel de control. La válvula de combustible de la APU (Figura 9.2.3) se abrirá, lo que indica que la APU está lista para arrancar. A continuación se presiona momentáneamente el botón STAR para comenzar el procedimiento de arranque automático. Cuando la APU este completamente operativa, se podrá leer en verde la palabra RUN dentro del botón PWR. Para apagar la APU se presionará el botón PWR.

Energía eléctrica

El generador de la APU se arranca presionando el botón GEN del panel de control. Este generador permite proveer de corriente continua (DC) a la totalidad de los sistemas eléctricos del avión al tiempo que recarga las baterías, siempre y cuando la corriente de tierra (EXT PWR) este desconectada.

Aire a presión (BLEED AIR)

La APU comienza a proveer aire a presión (bleed air) al pulsar el botón BL AIR en su panel de control una vez que esta se encuentre completamente encendida. El aire a presión de la APU solo se puede usar para acondicionar el aire del avión. Para que la válvula del aire a presión de la APU se abra, los conectores BLEED #1 y #2 de los motores (Figura 4.3.1.) deben estar en posición OFF.

Nota: cuando el avión está en el aire, la APU no se puede usar y se apagará automáticamente.

PROCEDIMIENTO NORMAL:

El sistema eléctrico suele funcionar automáticamente si los interruptores citados a continuación se configuran como se indica:

- BATTERY MASTER, MAIN BATT, AUX BATT y STB BATT: ON
- Generadores DC GEN # 1 y # 2: ON
- Generadores AC GEN # 1 y # 2: ON

En tierra

La corriente continua (DC) externa es la que normalmente se usa para alimentar el avión (encienda el interruptor EXT PWR y compruebe que "DC EXT PWR" aparece en verde en la página eléctrica). En ausencia de unidad de tierra, se puede encender el APU y se usará su generador para alimentar el sistema eléctrico DC (el interruptor GEN en el panel de la APU aparecerá encendido). Tenga en cuenta que el generador de la APU no se conectará hasta que se desconecte la alimentación externa (EXT PWR). Los circuitos de corriente alterna AC, normalmente no se alimentan mientras los motores están apagados, pero es posible usar alimentación AC externa si fuesen necesarios.

Arranque de motores

El motor No 2 es el que se suele arrancar primero. Una vez que ambos motores están encendidos y proporcionando corriente DC, la APU o la unidad de tierra se deben apagar o desconectar. En el panel ENGINE START, la palabra SELECT iluminada en naranja debe apagarse antes de que entren en funcionamiento los generadores DC impulsados por el motor. Una vez que esto sucede, ambas palancas Condition Levers se pueden mover de su posición de arranque (START & FEATHER).

Apagado de motores

Antes de apagar los motores asegúrese de que todo el consumo de energía no esencial esté apagado (calefacción de los sensores pitot, luces de rodadura/aterrizaje, otras luces no esenciales, limpiaparabrisas, etc...). Los motores generalmente se apagan después de permanecer unos 30 segundos en posición Start & Feather para evitar su enfriamiento brusco. Se debe controlar el voltaje de la batería; si cae por debajo de los 24 voltios, podrían producirse daños en las baterías si posteriormente se utilizan para arrancar el APU o los motores.

8. Controles de vuelo

Los sistemas de control de vuelo del MJC 8 Q400 lo ejecutan las siguientes funciones:

- Yaw (guiñada)
- Roll (alabeo)
- Pitch (cabeceo)
- Flaps (superficies hipersustentadoras)

El estado de todas las superficies de control, excepto los alerones, se indica en la parte inferior de la pantalla del MFD izquierda (Figura 8.1). El indicador de Flaps se encuentra en la parte inferior del MFD derecho, en la página de hidráulica (Figura 8.2.)

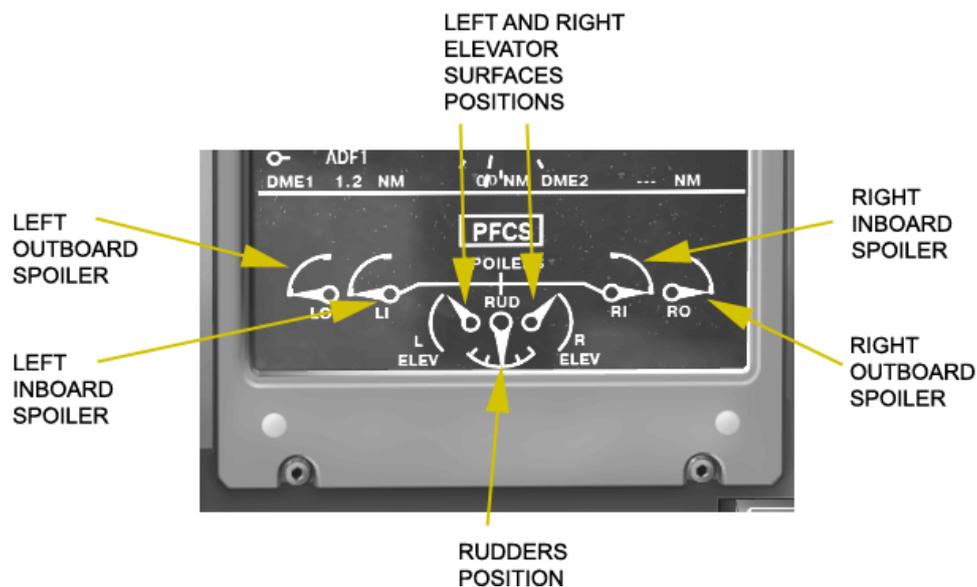


Figura 8.1. Indicador de los controles de vuelo



Figura 8.2. Indicador de la posición de los Flaps

8.1. Guiñada (Yaw)

El sistema de control de guiñada incluye: dos juegos de pedales para el timón, compensador del timón (trim), servo del compensador de guiñada, servo de control del timón para el piloto automático, accionadores de timón superior e inferior, y las superficies del timón en la aleta de cola.

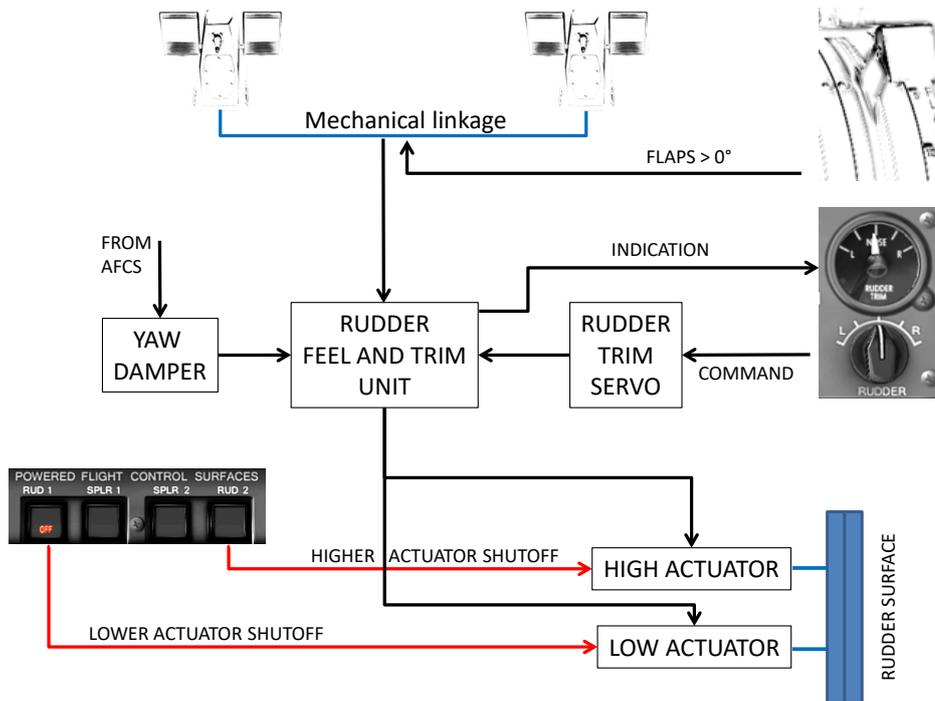


Figura 8.1.2. Control de guiñada (Yaw)

Los pilotos inician el sistema de movimiento del timón desplazando cualquiera de los dos juegos de pedales, los cuales están conectados mecánicamente al timón. La señal que se ha de enviar a la unidad de ajuste y sensibilidad del timón es calculada en los pedales y ha de ser proporcional al desplazamiento realizado por el pedal. Además de por la acción de los pilotos, la posición del timón puede verse afectada al operar el botón de compensación del timón (RUDDER) en el panel TRIM, así como al ajustarse automáticamente el Yaw Damper cuando YD está activado en el panel del AFCS. Las tres acciones confluyen en la Unidad de Ajuste y Sensibilidad del Timón, que envía la orden a los dos accionadores del timón situados en la cola del avión. Los accionadores pueden recibir también señales de los dos interruptores de desconexión RUD1 y RUD2 situados encima del panel del piloto automático, los cuales, al accionarse, envían la señal de apagado a los accionadores y por tanto, estos se desconectan.

8.2. Alabeo (Roll)

Este mecanismo, integrado por un alerón situado en cada ala, permite al piloto controlar el alabeo del avión con los cuernos de la columna de vuelo; también permite el manejo de dichos alerones mediante el compensador situado en el panel de control TRIM, usando la tecla combinada AILERON, y por último, permite al piloto automático controlar el alabeo. En la [sección 8.2.1](#) se describe el sistema de movimiento de los alerones y en la figura 8.2.1 se representa el esquema del control del alabeo.

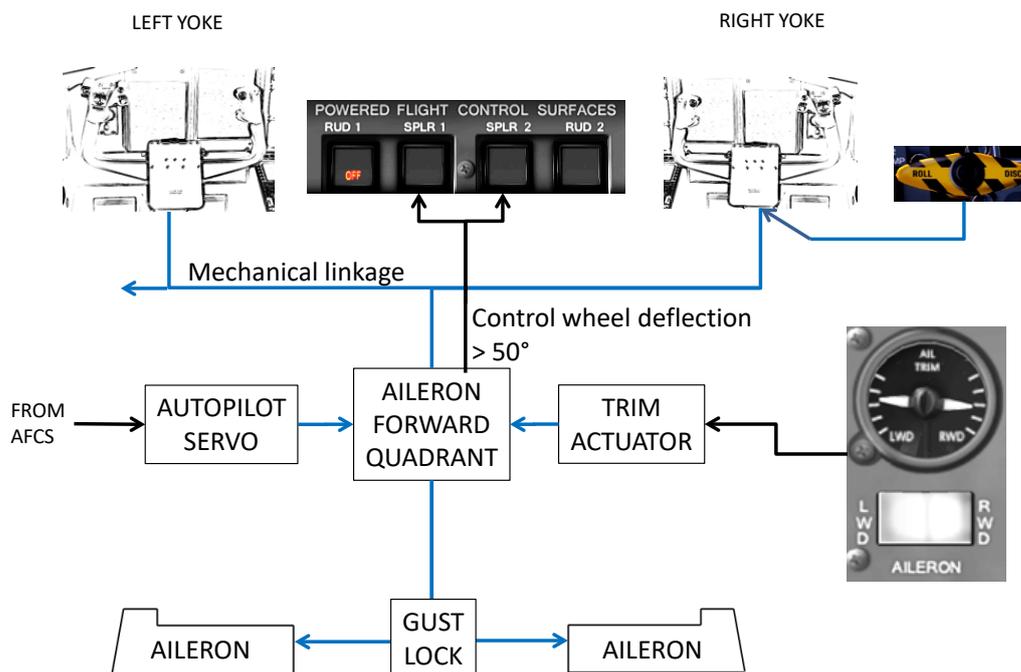


Figura 8.2.1. Representación esquemática del control del alabeo.

Los cuernos de las columnas de control de vuelo suelen estar interconectadas. Moviéndola cualquiera de ellas se envía una orden de movimiento al sistema de spoilers y otra mecánica a los alerones a través del mecanismo Cuadrante Delantero de Alerones.

El balanceo también se puede controlar manteniendo presionados los botones LWD/RWD en el panel TRIMS, o con el piloto automático cuando está activado.

Si el sistema mecánico del Cuadrante Delantero de Alerones recibe un movimiento de 50 grados o superior, en cualquier sentido, entenderá que es un movimiento no controlado. En ese caso, encendería una luz en las teclas SPLR1

o SPLR2 indicando cual se debe presionar para detener dicha acción sobre los spoilers. Consulte en la [sección 8.2.1](#) la descripción del subsistema de spoilers.

Si se bloqueasen los controles de balanceo, se puede anular la interconexión entre las columnas de control de vuelo tirando y girando la manilla de desconexión del alabeo (Roll) que se muestra en la Figura 8.2.1.

Cuando esta interconexión se interrumpe, los cuernos del lado izquierdo controlarán el movimiento de los spoilers mientras los cuernos del lado derecho controlarán el movimiento de los alerones.

8.2.1. [Spoilers](#)

Hay 2 spoilers en cada ala y tienen dos funciones:

- En el aire, aumentar el control del alabeo.
- Al aterrizar, aumentar la deceleración del avión al tomar tierra.

El movimiento de los spoilers durante el alabeo se produce hidráulicamente gracias a 4 unidades de control de potencia (PCU).

Normalmente los controla el sistema de alabeo, excepto en tierra, donde el sistema de alabeo no se puede accionar, por lo que en tierra, los spoilers estarán automáticamente extendidos (o desactivados manualmente al seleccionar la posición TAXI con el interruptor FLIGHT/TAXI).

Si se detecta un movimiento del spoiler no controlado, estos se pueden desconectar presionando los interruptores SPLR1 o SPLR2. El interruptor SPLR1 desactiva los spoilers internos y el SPLR2, los más externos.

OPCION VUELO

Durante el vuelo, el sistema de control del alabeo opera en dos modos diferentes dependiendo de la velocidad del aire. Cuando la velocidad excede los 170 nudos, la Unidad de Control Electrónico de Control de Vuelo (FCECU) solo operará los spoilers internos para aumentar los alerones. Sin embargo, cuando la velocidad desciende por debajo de 165 nudos, todos los spoilers se moverán con los alerones.

OPCION TIERRA

Se activa al tomar tierra y todos los spoilers se extenderán por completo si se dan las siguientes condiciones:

- El interruptor FLIGHT/TAXI está en la posición FLIGHT.
- Ambas palancas de potencia están colocadas al menos en FLIGHT IDLE +12°.

- El Peso sobre las ruedas (WOW) indica que el avión está en tierra.

Una vez se toca tierra, si todo lo anterior se cumple, las ordenes de alabeo a los spoilers se cancelan y estos se extienden automáticamente. La activación del modo de tierra se indica en la cabina mediante las luces de aviso ROLL SPLR INBD GND y ROLL SPLR OUTBD GND en el panel de avisos, y mediante el indicador de posición de los spoilers en la parte inferior del MFD.

8.3. Cabeceo (Pitch)

El cabeceo del avión se controla mediante dos elevadores ubicados en el borde de salida del estabilizador horizontal y son accionados hidráulicamente.

El diagrama del control de cabeceo se muestra en la figura 8.3.1.

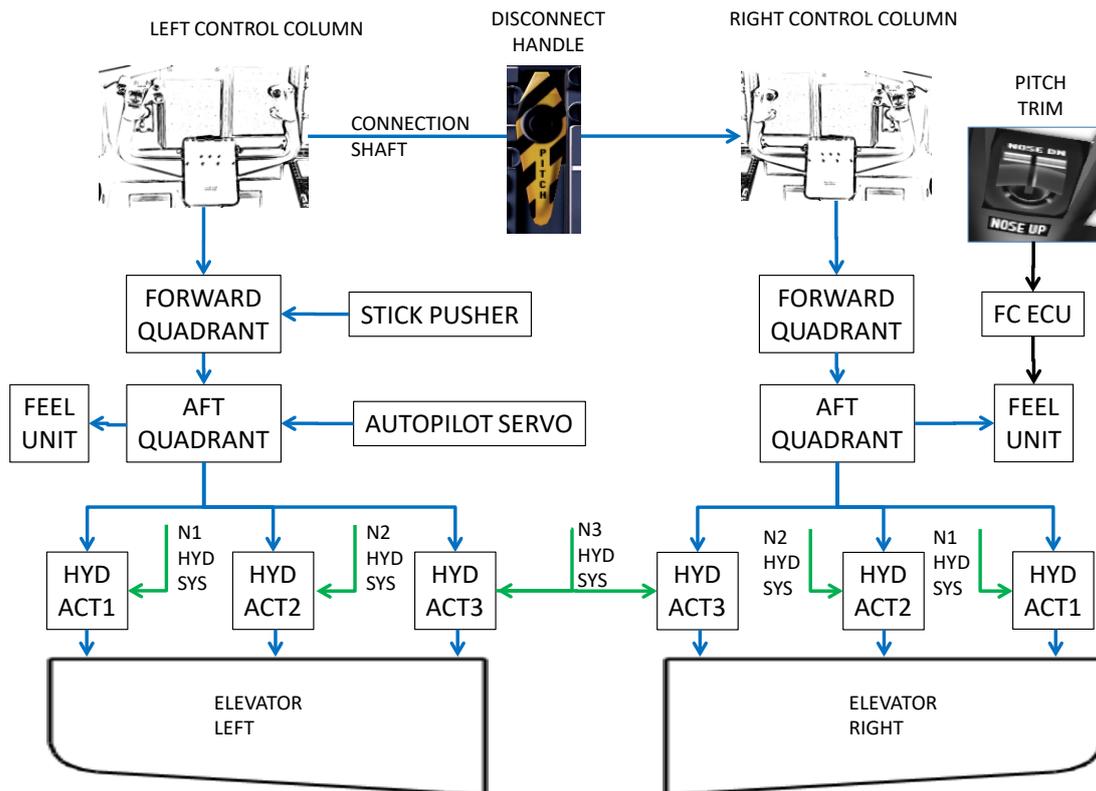


Figura 8.3.1. Diagrama del control de cabeceo

El control de cabeceo consta de dos sistemas completamente independientes.

Cualquiera de los dos pilotos puede iniciar el movimiento desde la columna de control, tirando de ella o empujándola. El movimiento mecánico así iniciado es transferido por cables a uno de los Cuadrantes Delanteros. El Cuadrante Delantero izquierdo combina la información recibida al mover la columna de control con la del Stick Pusher (mecanismo anti-stall o de protección contra la entrada en pérdida), generando y enviando la reacción mecánica resultante al Cuadrante Trasero izquierdo. El Cuadrante Delantero derecho envía la misma información al Cuadrante Trasero derecho.

Los Cuadrantes Traseros mezclan el movimiento que reciben de la parte delantera del avión con el servo del piloto automático, y aplican el resultado a 6 accionadores de elevación operados hidráulicamente, que finalmente, mueven mecánicamente las superficies de los elevadores. Los Cuadrantes Traseros también están conectados a dos Unidades de Sensación, que son las responsables de dar al piloto la impresión de la resistencia del aire sobre el elevador aplicando la presión necesaria en la columna de control, y así mantener la posición correcta de del elevador, procesada por la FCECU (Unidad de Control Electrónico de Control de Vuelo).

Los accionadores hidráulicos HYD ACT 1 a 6 están conectados a 3 sistemas hidráulicos independientes para garantizar el funcionamiento de los elevadores en la mayoría de las condiciones de avería.

PROCEDIMIENTO NORMAL:

Antes del despegue, los controles de vuelo deben desbloquearse soltando el bloqueador (CONTROL LOCK) de las palancas de potencia, y el interruptor FLIGHT/TAXI debe colocarse en la posición FLIGHT. Los Flaps deben ajustarse a la posición de despegue adecuada.

También es extremadamente importante asegurarse de que todas las superficies de vuelo pueden realizar todo su recorrido, para lo que se mueven los mandos de lado a lado, verificando que el movimiento del elevador, del timón y de los alerones, completan su recorrido como se muestra en la parte inferior del MFD.

Después de tocar tierra, los spoilers se levantarán automáticamente y permanecerán extendidos hasta que el interruptor FLIGHT/TAXI se coloque en la posición TAXI. El CONTROL LOCK se debe aplicar para evitar posibles daños en las superficies de control de vuelo debidas ráfagas de viento.

9. Combustible

El sistema de combustible de este avión realiza las siguientes funciones: almacenamiento; indicación del nivel de combustible; control del aire en los tanques; suministro y apurado; repostaje y vaciado (por gravedad o presión); y transvase de combustible.

Hay dos tanques de combustible, uno en cada ala. El contenido máximo de cada uno es de 5.862 libras o 2.664 kg. El tipo de combustible es Jet A1 y cada tanque de combustible está equipado con un medidor de cantidad.

El tanque izquierdo suministra combustible al motor izquierdo y a la APU. El tanque derecho suministra al motor derecho. Cada tanque está equipado con un sistema de ventilación que mantiene la presión de aire dentro de los límites estructurales.

Existe un mecanismo para transferir combustible entre los tanques en caso de que, por razones de equilibrado y gestión del combustible, fuese necesario.

Cada tanque contiene un medidor de flujo, una bomba de combustible accionada por el motor (también conocida como bomba de combustible principal) y otra bomba de combustible auxiliar, accionada por corriente eléctrica AC, que se puede utilizar en caso de que falle la bomba accionada por el motor (o bomba principal).

El suministro de combustible a los motores y a la APU es completamente automático.

9.1. Control del sistema de combustible

El sistema de combustible se controla mediante:

- Las palancas de paso de hélice (o Condition Levers) en las posiciones FUEL/OFF y START&FEATHER.
- Los botones de las bombas en el panel de combustible y el selector de transvase de combustible.
- Las 2 palancas de corte de suministro de combustible del panel contra incendios superior

El suministro de combustible al motor se habilita al avanzar las palancas de paso de hélice hasta la posición START&FEATHER. Sin embargo, el sistema FADEC no comenzará a bombear combustible hasta que los parámetros de arranque del motor alcancen el punto en el que sea seguro inyectar el combustible en las cámaras de combustión. Por lo tanto, es seguro seleccionar las palancas de paso

de hélice en ON (START&FEATHER) al mismo tiempo que se acciona el motor de arranque.

El panel de combustible (figura 9.1.1) aloja los botones de las bombas de combustible y el interruptor de transvase.



Figura 9.1.1. Panel de combustible

Cada botón TANK AUX PUMP contiene un indicador del estado de la bomba auxiliar. Estas bombas se suelen encender durante el despegue y el aterrizaje.

El interruptor de transvase se usa cuando se requiere mover combustible entre los tanques. Siempre que haya energía eléctrica AC, al mover el interruptor hacia la izquierda o hacia la derecha, se encenderá automáticamente la bomba de combustible del lado opuesto y comenzará la transferencia. La transferencia se detendrá automáticamente si el sistema detecta que el tanque de combustible de origen está vacío o que el tanque de destino está lleno.

En el caso de fuego en el motor, el bombeo de combustible se puede apagar inmediatamente tirando de la correspondiente manilla en el panel de incendios.

9.2. [Indicadores de combustible](#)

Presionando la tecla FUEL SYS en el panel de control del EFIS MFD (en la consola central) se puede ver la situación del sistema de combustible en la pantalla MFD. La página de combustible se muestra en la Figura 9.2.1.

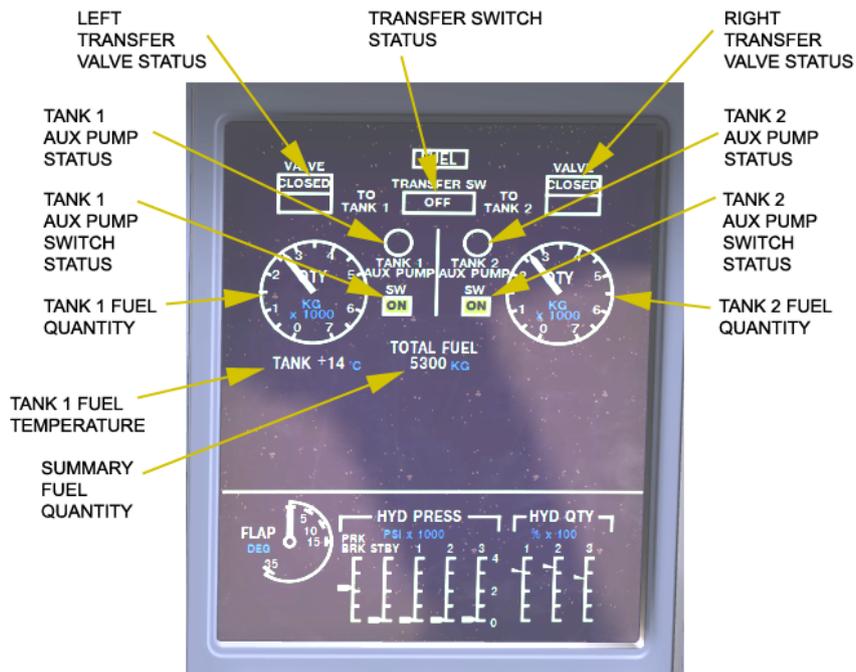


Figura 9.2.1. Página de combustible

La información esencial del sistema de combustible, como la cantidad de combustible, el flujo y su temperatura, también se puede ver en la página de los motores como se muestra en la figura 9.2.2.

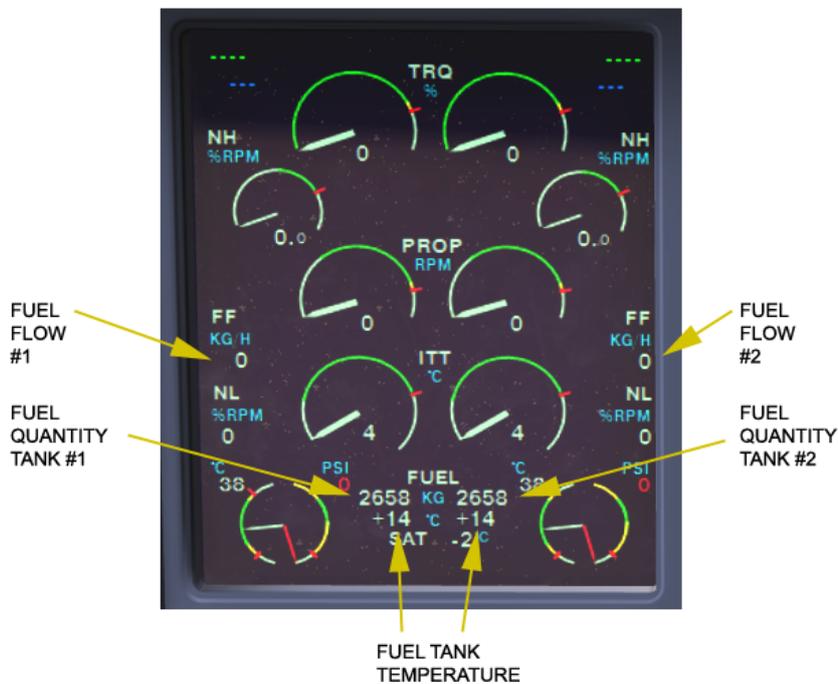


Figura 9.2.2. Información relativa al combustible en la página de motores.

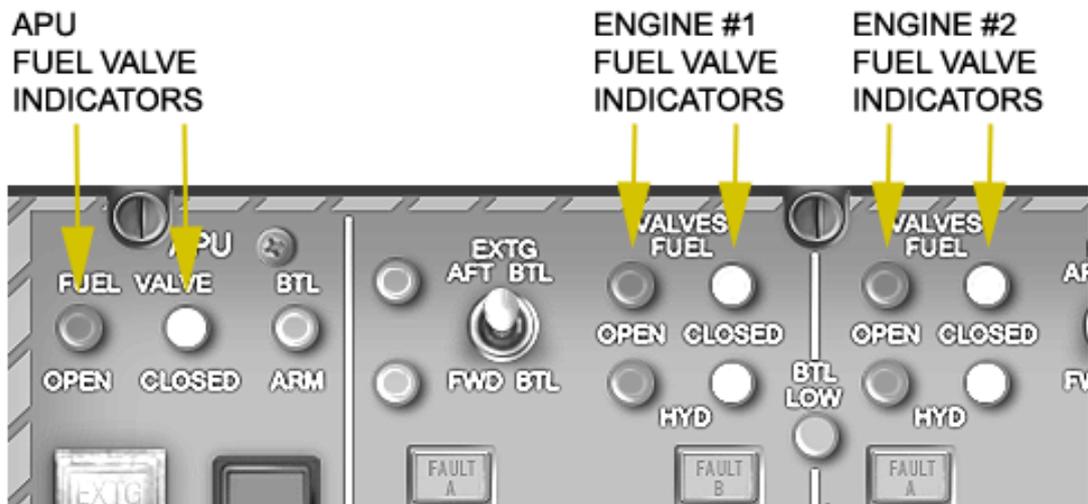


Figura 9.2.3. Indicadores relativos al combustible en el panel antincendios superior (techo de la cabina)

PROCEDIMIENTO NORMAL:

Para iniciar el suministro de combustible a los motores se coloca la palanca de paso de hélice respectiva en la posición START&FEATHER. A partir de este momento el FADEC monitorizará los parámetros de arranque del motor e inyectará combustible en la cámara de combustión cuando el Nh alcance un valor predefinido y el resto de parámetros se encuentren dentro de unos límites concretos.

Antes del despegue, las bombas auxiliares de combustible deben de encenderse (ON) para asegurar un suministro estable de combustible a los motores en caso de fallar las bombas de combustible principales. Después del despegue se apagan, hasta que se inicia los chequeos previos a la maniobra de aproximación.

En el caso de ser necesario transferir combustible entre los tanques, primero se deben apagar los interruptores de las bombas y luego seleccionar el interruptor de transvase hacia el tanque correspondiente. La bomba de combustible necesaria se activará automáticamente.

En tierra, el suministro de combustible a la APU se produce de forma automática cuando su turbina alcanza las RPM apropiadas.

10. Sistema hidráulico

El sistema hidráulico de este avión consta de tres sistemas principales y un sistema auxiliar.

El sistema hidráulico N1 alimenta los siguientes componentes:

- Flaps
- Accionador del timón inferior
- Spoilers interiores
- Accionadores de los elevadores exteriores
- Frenos del tren de aterrizaje principal

El sistema hidráulico N2 alimenta los siguientes componentes:

- Tren de aterrizaje
- Dirección del tren de aterrizaje delantero
- Spoilers exteriores
- Frenos de emergencia y estacionamiento
- Accionador superior del timón
- Accionadores de los centros de los alerones.

El sistema hidráulico N3 alimenta los siguientes componentes:

- Accionadores internos de los alerones

El sistema hidráulico de emergencia asiste a los siguientes componentes:

- Sistema de extensión del tren de aterrizaje alternativo

La información sobre el sistema hidráulico se presenta en la parte inferior de la pantalla MFD derecha como se muestra en la Figura 10.1.

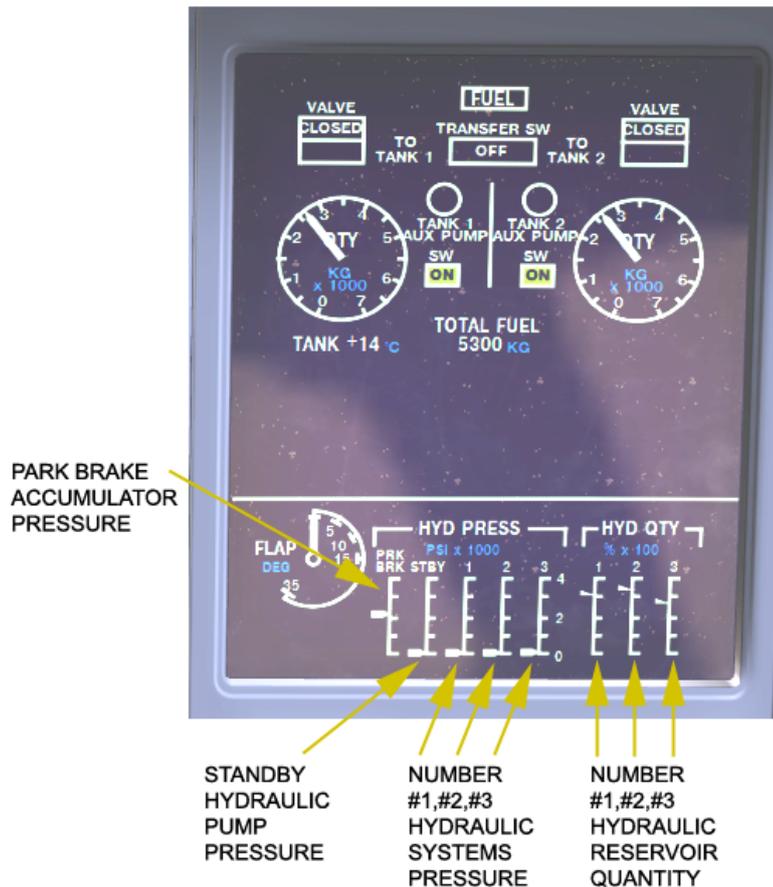


Figura 10.1. Información del sistema hidráulico en la pantalla MFD.

A la izquierda aparece la presión medida en PSI x 1000 para los siguientes componentes:

- Freno de estacionamiento
- Sistema hidráulico N1
- Sistema hidráulico N2
- Sistema hidráulico N3

En el lado derecho se muestra la cantidad de líquido hidráulico de cada uno de los 3 sistemas como porcentaje de la máxima cantidad que pueden albergar.

PROCEDIMIENTO NORMAL:

Hay dos componentes del sistema hidráulico que el piloto debe operar como parte de los procedimientos normales: la bomba hidráulica auxiliar y la unidad de transferencia de energía. Ambos suelen conectarse antes del despegue y del aterrizaje. Existe un mecanismo automático que conecta la bomba hidráulica auxiliar cuando la palanca de los Flaps selecciona cualquier posición por encima de 0 grados.

11. Protección contra hielo y lluvia

El sistema de protección contra el hielo y la lluvia permite al avión volar en condiciones de congelación o de lluvia, realizando las siguientes funciones:

- Detección de hielo.
- Deshielo del fuselaje
- Deshielo de las hélices
- Descongelación de las entradas de los motores
- Descongelación de los controles de vuelo
- Descongelación de los sensores de los instrumentos de vuelo
- Deshielo de las ventanas de la cabina y sistema desempañador
- Protección del parabrisas contra la Lluvia (limpiaparabrisas)

Sus componentes se muestran en las figuras 11.2 y 11.3.

Los sensores de formación de hielo, además de detectar su aparición, también informan de ello a través de la parte inferior de la pantalla de motores (ED), como se ilustra en la figura 11.1.

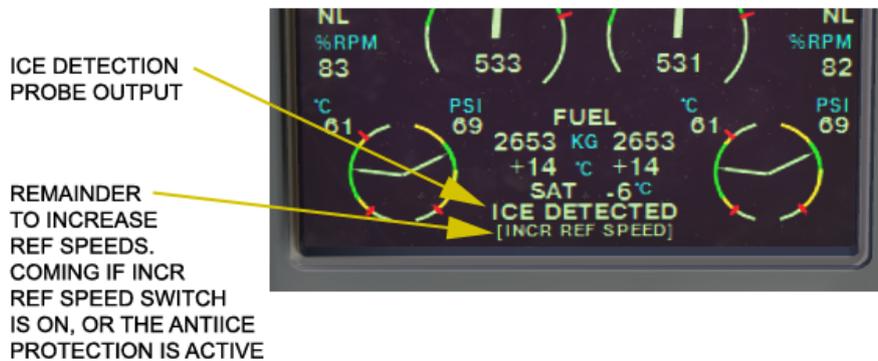


Figura 11.1. Información sobre formación de hielo.

Cuando un sensor detecta hielo, primero, y durante unos segundos, aparece en la parte inferior de la pantalla de motores (ED) el mensaje ICE DETECTED mediante texto resaltado sobre fondo claro. Luego, y si se ha seleccionado el interruptor INCR REF SPEED, en blanco sobre fondo negro; si no se ha seleccionado, en amarillo sobre fondo negro.

Cuando el interruptor INCR REF SPEED está en posición ON, el mensaje [INCR REF SPEED] también se muestra a los pilotos en la pantalla ED.

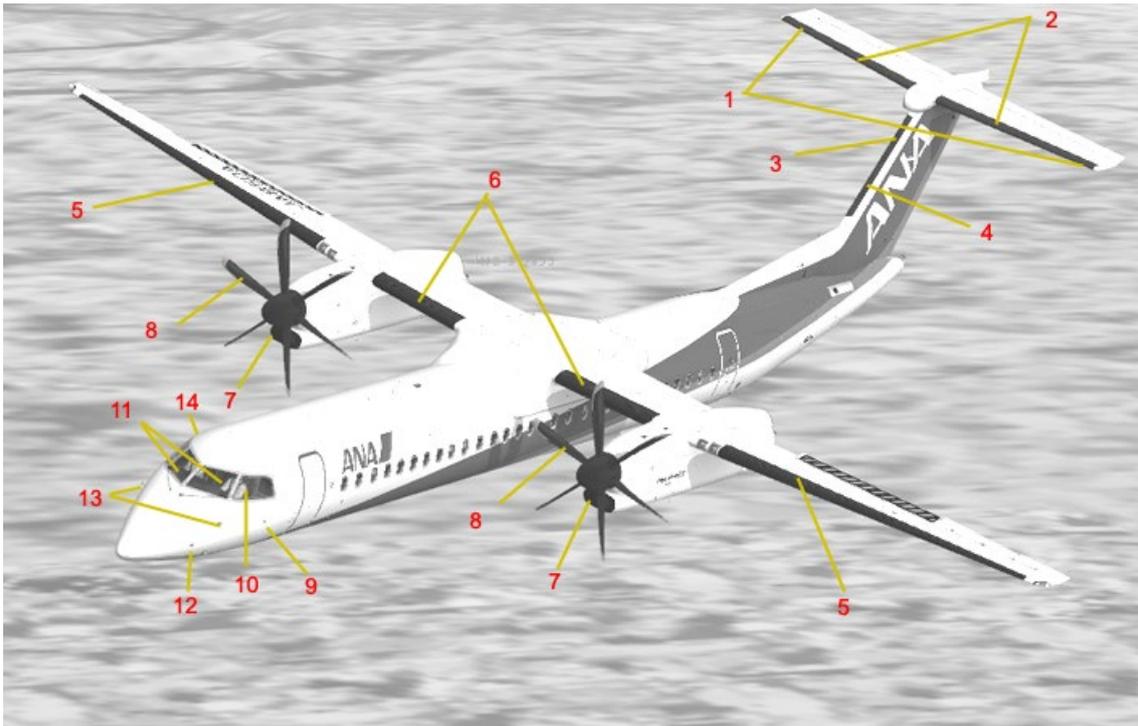


Figura 11.2. Componentes del sistema de protección contra hielo y lluvia:

1. Fundas de los estabilizadores horizontales exterior.
2. Fundas de los estabilizadores horizontales interiores.
3. Funda del estabilizador vertical superior.
4. Funda del estabilizador vertical inferior.
5. Fundas de las de extensiones exterior e interior del ala.
6. Fundas de la parte central del ala.
7. Calentadores de las entradas de las góndolas de los motores.
8. Calentadores de las palas de las hélices.
9. Calentadores del sensor de ángulo de ataque
10. Ventana lateral del piloto.
11. Parabrisas.
12. Sonda de detección de hielo (ambos lados).
13. Sondas Pitot y Estáticas.
14. Parabrisas del copiloto.

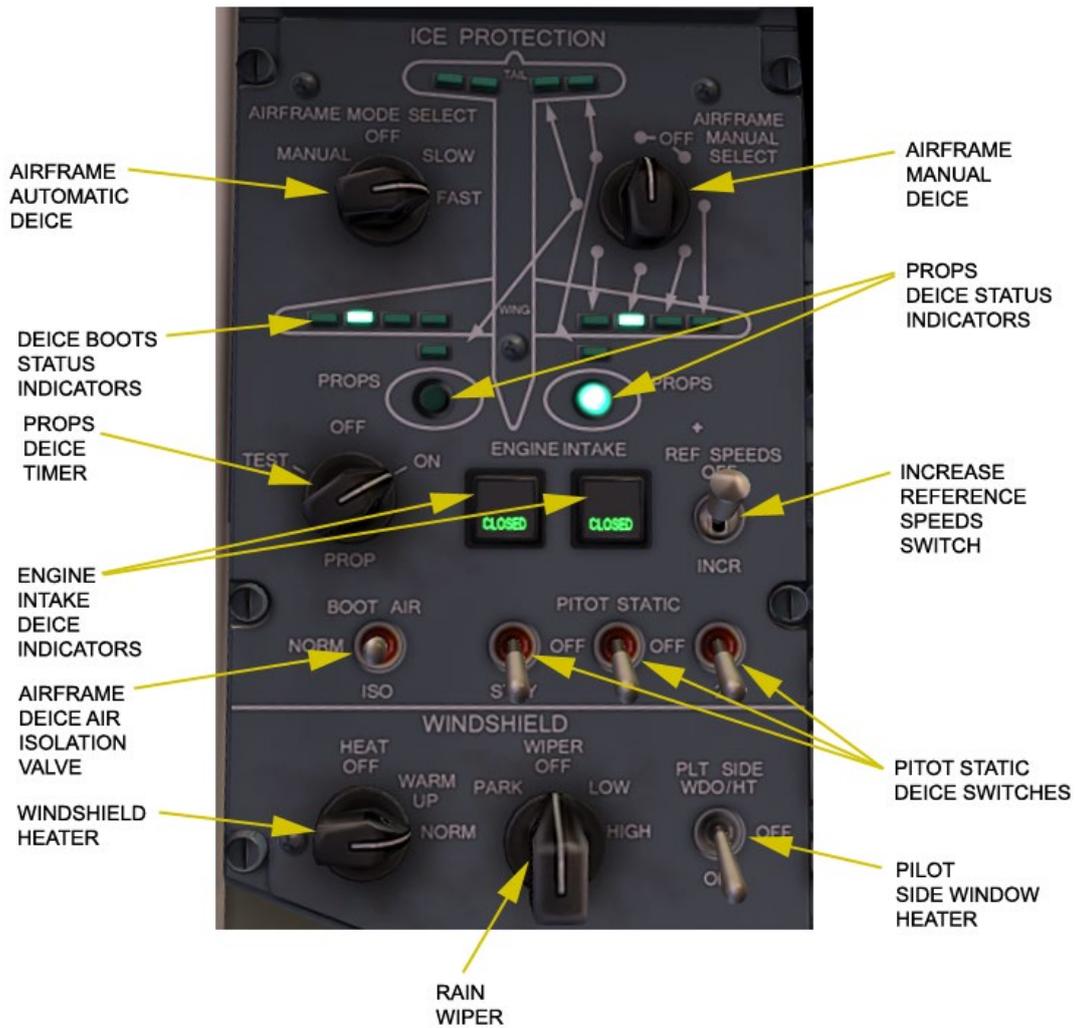


Figura 11.3 Panel de control antihielo

11.1. Protección antihielo del fuselaje

El deshielo del fuselaje del avión se logra mediante 14 fundas de deshielo ubicadas en las alas y en el borde delantero del estabilizador vertical de la cola.



Figura 11.1.1. Indicador de presión de deshielo

Para que funcionen las fundas o cubiertas de descongelación se necesita el aire los dos circuitos de aire a presión (bleed air). Existe la posibilidad de mezclar el aire de ambos circuitos antes de enviarlo hacia las fundas de deshielo utilizando la válvula de aislamiento (interruptor Boot Air). El funcionamiento de las cubiertas puede ser automático o manual. Para que sea automática, el selector "AIRFRAME MODE SELECT" debe colocarse en posición SLOW o FAST; las fundas se llenarán entonces con aire caliente durante 6 segundos, 2 de cada vez, en una secuencia predeterminada. Una vez inflado el último par, se iniciará un periodo de espera, que en posición SLOW será de 144 segundos, y en la posición FAST de 24 segundos.

Los indicadores de las fundas se iluminarán en verde cuando se infle una funda en particular.

Cuando sea necesario, las fundas se pueden descongelar manualmente girando la el selector "AIRFRAME MODE SELECT" a MANUAL y seleccionando las fundas a descongelar con el selector "AIRFRAME MANUAL SELECT".

Nota: los interruptores Bleed Air del panel del aire acondicionado deben estar en ON para que funcione el dispositivo de descongelación del fuselaje.

11.2. [Deshielo de las hélices](#)

Cada pala de la hélice esta provista un calentador de deshielo eléctrico integrado. Las hélices se descongelan automáticamente usando corriente AC cuando el selector PROP en el panel de control antihielo se posiciona en ON. Con el fin de no sobrecargar el circuito de corriente AC, solo se deshiela una hélice de cada vez. El funcionamiento depende de la temperatura exterior (OAT). Si supera los +5 grados, el calentador de la hélice se pondrá en espera. Hay que tener en cuenta también, que el sistema no arrancara si las rpm son inferiores a 400. Para comprobar el sistema, y siempre que las rpm estén por encima de 400, mover el selector PROP a la posición TEST; cada hélice se calentará durante 7 segundos, y una vez concluida la prueba, esta función se bloquea automáticamente durante 30 segundos para evitar un posible sobrecalentamiento de las hélices.

11.3. [Calentador de la entrada de aire al motor](#)

Cada una de las tomas de aire del motor incluye un calentador eléctrico alimentado por el circuito AC. Estos calentadores pueden descongelar dichas entradas solo si las tomas de aire están abiertas. Los calentadores se activarán automáticamente si la temperatura del aire exterior desciende por debajo de +15 grados Celsius. El estado del calentador se indica mostrando "HTR" en los

interruptores ENGINE INTAKE. Estos calentadores no funcionarán con los motores apagados.

11.4. [Calentadores de las sondas Pitot y estáticas.](#)

Hay un calentador integrado en cada una de las sondas Pitot, estática y AoA (Angle of Attack). La electricidad para estos calentadores procede de los circuitos DC y se controlan mediante 3 sensores "PITOT STATIC". Las dos aletas AOA se calientan por defecto siempre que se enciende el circuito de corriente AC.

11.5. [Calentador del parabrisas y ventana del piloto.](#)

Ambos lados del parabrisas y la ventana del lado izquierdo se pueden calentar eléctricamente, tanto para su deshielo como para desempañarlas. Sus calentadores usan corriente del circuito eléctrico AC y se controlan mediante el selector "HEAT OFF-WARMUP-NORM" y el interruptor "PLT SIDE WDO/HT" respectivamente. La ventana lateral del copiloto, por el contrario, no tiene calentador.

11.6. [Desempañador de las ventanas laterales.](#)

Se dispone de un sistema de aire caliente para desempañar las ventanas laterales. El desempañado se controla mediante las palancas "Side Window De Mist", ubicadas justo debajo de las propias ventanas.



Figura 11.6.1. Desempañador de las ventanas laterales

11.7. Protección contra la Lluvia

Hay dos limpiaparabrisas instalados para eliminar el agua de lluvia cuando sea necesario, uno frente a cada ventana frontal. Los limpiaparabrisas se manejan con el selector "WIPER" en el panel antihielo y pueden operar en los modos LOW o HIGH (lento o rápido). Tan pronto como los limpiaparabrisas ya no sean necesarios, deben llevarse a la posición de estacionamiento seleccionando y manteniendo presionado el selector en la posición "PARK".

PROCEDIMIENTO NORMAL:

El deshielo de las sondas Pitot, estáticas y AoA debe seleccionarse en todo momento para el despegue, vuelo y aterrizaje.

El deshielo de la hélice y del fuselaje normalmente se apaga durante el aterrizaje y el despegue para evitar la pérdida de rendimiento del motor debido a su consumo de aire a presión y corriente eléctrica AC.

El interruptor REF SPEEDS debe estar en posición ON cuando se vuela en condiciones de posible formación de hielo para recordar a los pilotos la necesidad de aplicar velocidades más altas durante las maniobras de vuelo.

12. Sistema de instrumentos electrónicos (EIS)

El Sistema de Instrumentos Electrónicos (EIS) permite que el avión esté completamente certificado para vuelos en condiciones diurnas y nocturnas.

El EIS está conectado a otros sistemas y sensores del avión, y presenta a los pilotos una integración de todos sus datos de una forma conveniente.

El EIS está formado por los siguientes componentes (ver figura 12.1)

- Sistema de procesamiento de datos de vuelo FDPS (Flight Data Processing System)
- Pantallas primarias de vuelo PFD1, PFD2 (Primary Flight Displays)
- Paneles de referencias derecho e izquierdo (Index panels 1 y 2)
- Paneles de control EFIS derecho e izquierdo EFCP1 y EFCP2 (EFIS Control Panels)
- Panel de control del sistema integrado y de motores ESCP (Engine and System Integrated Control Panel)

- Interruptor de cambio de unidades del PFD (en el techo de la cabina)
- Pantallas multifuncionales MFD1 y MFD2 (Multi Functional Displays)
- Pantalla de motores ED (Engine display)
- Instrumento electrónico de reserva (Electronic Standby Instrument)
- Dos relojes digitales (Clock 1 y 2)

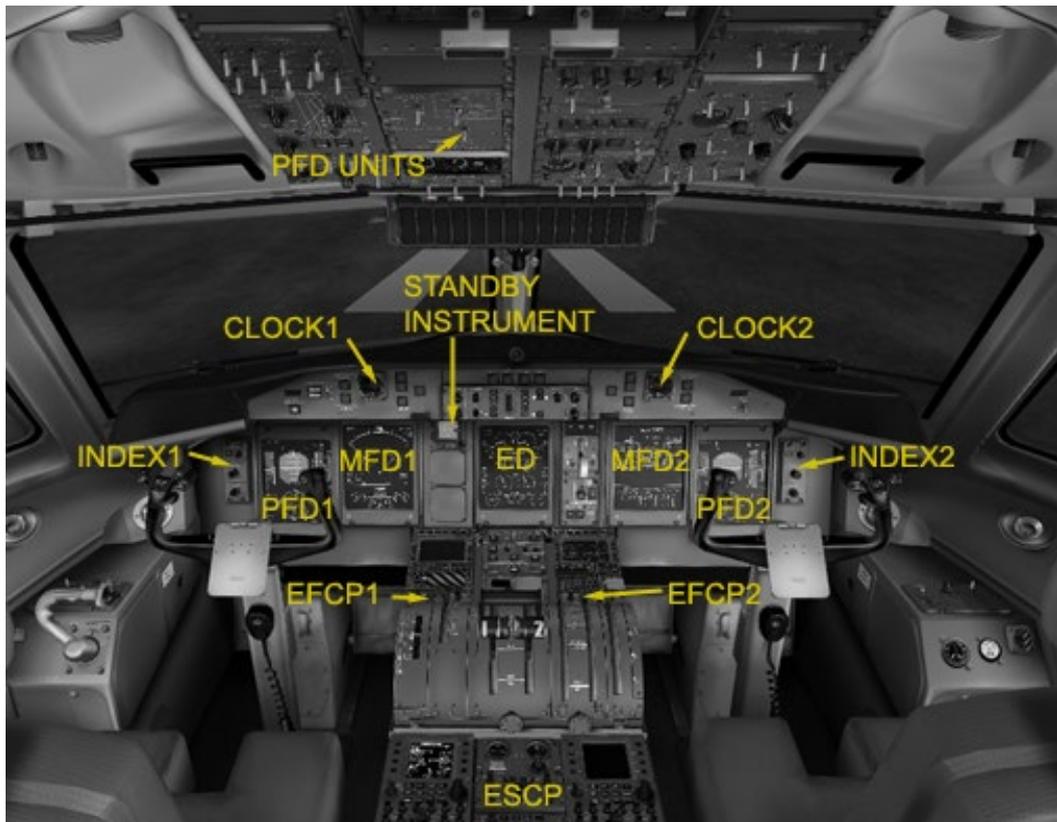


Figura 12.1. Componentes EIS de la cabina

12.1. Controles EIS

Panel de control EFIS (EFCP1 y EFCP2)

Dos paneles de control EFIS permiten que cada piloto opere sus respectivas pantallas de navegación PFD y MFD. La designación de los propios controles explica lo que hacen. Es importante tener en cuenta que apagar completamente la iluminación de una pantalla en particular hará que se encienda la luz de precaución de la aviónica en el panel de avisos, y también podría afectar a otras pantallas dependiendo de la fase de vuelo y la configuración del EIS.

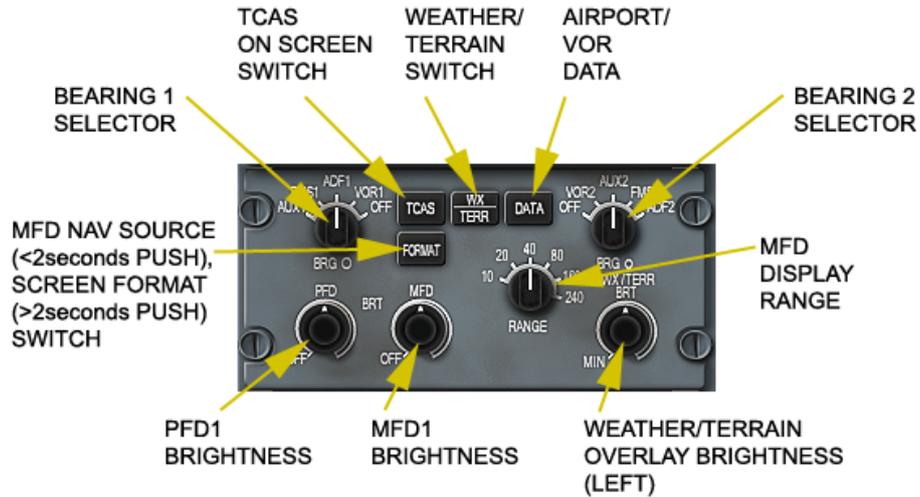


Figura 12.1.1. Panel de control EFIS

Panel de control del sistema integrado y de motores ESPC

El panel de control del sistema integrado y de motores (ESCP) se muestra en la figura 12.1.2 y controla lo siguiente:

- El modo de visualización de cada MFD
- Qué páginas del sistema se muestran en los MFD
- Que el EIS reciba información de los ordenadores AHRS y ADC de su lado correspondiente (consultar el capítulo Navegación), o del ordenador de un lado en particular.
- El brillo de la pantalla de motores



Figura 12.1.2. Panel de control del sistema integrado y de motores

Las opciones de visualización habituales del MFD son NAV y SYS. La opción de visualización PFD solo se usa si falla el PFD de ese lado, y la opción ENG se usa cuando la pantalla ED no está operativa.

Si el selector se encuentra en la posición SYS, al presionar cada una de las teclas de sistema, se mostrará en la pantalla MFD la página del sistema correspondiente. Al presionar el botón ALL repetidamente, se secuenciarán todas las páginas.

Si ninguno de selectores se encuentra en la posición SYS, al presionar una tecla de sistema se mostrará la página correspondiente en la pantalla ED, y solo mientras se mantenga presionada la tecla. La tecla ALL mostrará cada página en el ED mientras se presiona, incluso si no hay energía disponible para el panel EFCP, ya que su fuente de energía es diferente a la del EFCP.

Si mueve el selector a cualquier posición que no sea SYS y luego vuelve a SYS, el MFD volverá a mostrar la página del sistema eléctrico.

Consejo: es posible mostrar dos páginas de sistema diferentes usando las dos MFD simultáneamente, si una de las páginas es la eléctrica. Para ello seleccione la opción SYS para uno de los MFD, y la opción NAV para el otro, seleccione entonces para el primero la página de sistema deseada (que no sea la eléctrica) y luego cambie en el segundo de la opción NAV a la opción SYS (que abrirá la página eléctrica). Esto es especialmente útil en tierra, por ejemplo, para mostrar la página Eléctrica y Puertas simultáneamente.

En condiciones normales, el PFD y MFD de un lado recibe los datos de los ordenadores AHRS y ADC (computadora de referencia de actitud y rumbo y la computadora de datos aéreos) de su lado correspondiente. Sin embargo, si uno de estos ordenadores falla, es posible hacer que las pantallas de ambos lados reciban los datos de un solo ordenador. Para ello el selector EFIS ADC SOURCE o el EFIS ATT/HDG SOURCE se moverán hacia el lado deseado y el “ADC o ATT” correspondiente aparecerá en amarillo en las PFD, mientras que “HDG”, también en amarillo, aparecerá en las MFD.

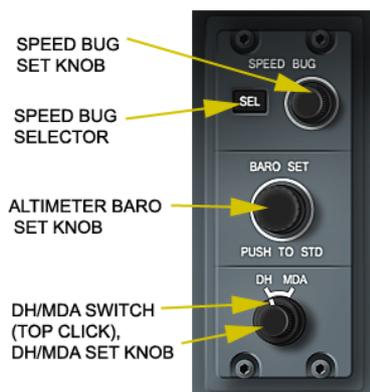


Figura 12.1.3. Panel de referencias

El panel de control de referencias tiene 3 funciones; selecciona las diferentes velocidades de referencia, ajusta la presión barométrica para cada uno de los 2 altímetros, y por último, maneja la altura de decisión (DH), o el ajuste de la MDA.

Al presionar la tecla SEL se alterna entre las velocidades de referencia V1, Vr, V2, # 1 y # 2. Las referencias V1, V2 y Vr solo se pueden ajustar en tierra, mientras que las referencias #1 y #2 se pueden configurar en cualquier momento y por tanto, usarse para establecer velocidades de aproximación o cualquier otra velocidad requerida (por ejemplo, un límite de velocidad impuesto por el controlador de tráfico ATC). Véase también la descripción del PFD a continuación, mostrando como se presentan las velocidades de referencia en la pantalla PFD.

Se puede seleccionar entre ajustar la altura de decisión (DH) o la MDA rotando el botón exterior DH/MDA. Rotando el botón central se ajustará su valor. El PFD informará al piloto cuando se alcanza la altura DH configurada basándose en el radio altímetro, o la MDA, según la altitud de presión. También hay una advertencia sonora cuando se llega a la altura DH.

12.2. [Pantalla de vuelo principal \(PFD\)](#)

Hay Dos pantallas de vuelo principales (PFDs) que sirven para presentar la información esencial de los instrumentos de vuelo y la información de navegación.



Figura 12.2.1. Pantalla principal de vuelo (PFD)

Cada PFD está dividida en 5 zonas.

La parte superior mostrara las indicaciones y avisos del **AFCS** (para más información sobre estas indicaciones consultar la [sección 5](#), AFCS). Primero se indican las opciones AFCS que están activas, seguidas de las que están en espera o armadas, y a continuación mensajes relativos a la propia configuración del AFCS y del AP.

En la parte superior izquierda, inmediatamente por debajo del área de información del AFCS, se aparecen los datos relacionados con la **velocidad**, incluyendo la cinta dinámica y el valor de la velocidad en dígitos. La cinta dinámica incluye otros parámetros relacionados con la velocidad, como sus límites máximos y mínimos o las marcas de las velocidades de referencia. Las velocidades de referencia también se indican debajo mediante dígitos, (aunque los valores V1-V2 solo se indican cuando la velocidad del avión en ese momento es menor que esos valores).

A la derecha del área de la velocidad, en el centro del PFD, está la zona relacionada con la **actitud** del avión. Incluye: la bola de actitud, las marcas correspondientes, el indicador de alabeo (en la parte superior de la bola) y el director de vuelo si el AFCS está en uso. También se indica la Altura de decisión (DH) y la Altitud de decisión mínima (MDA), que aparecerá debajo de la bola de actitud al seleccionar un valor con el botón giratorio DH/MDA del lado correspondiente. En la parte inferior derecha de esta área, y siempre que el receptor MKR reciba una señal de las boyas OM, MM o IM, aparecerá una indicación dentro de un rectángulo coloreado.

Mas a la derecha, opuesta a la zona de velocidad, está el área de **altitud**. Contiene: la cinta dinámica de altitud, el valor en dígitos y el valor de altitud preseleccionado desde el AFCS. La presión referencial (Baro) se encuentra justo debajo de la cinta dinámica.

En el área de altitud, al lado derecho de la cinta dinámica, está el IVSI, que incluye una flecha analógica y una escala con dígitos para representar la velocidad vertical del avión dividida por x100. Por ejemplo, 0,5 significa 500 pies por minuto y 1,5 significa 1500 pies por minuto.

Toda la franja inferior del PFD está dedicada a presentar datos relacionados con la navegación. Se pueden ver los siguientes componentes:

- Un compás completo con el EHSI correspondiente a la fuente de navegación seleccionada en ese momento en el centro.
- El rumbo seleccionado, (lado superior izquierdo de la rosa), y la fuente de navegación seleccionada (lado superior derecho).

- Las fuentes de orientación seleccionadas por el EFCP (que está debajo del FMS) en la parte inferior izquierda del compás (en blanco) y en la derecha (en verde).
- Los indicadores de las fuentes de orientación, superpuestos en el centro del compás, uno blanco y otro verde, correspondiéndose con el color de las fuentes.
- El indicador de rumbo en azul.
- La información del DME1 y DME2 en la parte inferior de la pantalla.
- El error del AHRS en dígitos +/- en la parte inferior de la pantalla

12.3. [Pantalla multifuncional MFD](#)

El contenido que presenta el MFD depende de la selección hecha en el ESCP (el panel único situado entre las ARCDUs). Hay cuatro opciones, de las que dos (PFD y ENG) solo se suelen usar si alguna de las pantallas falla. Cuando esto ocurre, la pantalla MFD que funcione mostrara, en la zona inferior, una combinación de información sobre los controles de vuelo y el sistema hidráulico.

Por tanto, las opciones NAV y SYS son las que se usan normalmente y ambas presentan la pantalla dividida en dos zonas por una línea blanca horizontal. A estas opciones nos referiremos a continuación.

El comportamiento de la zona superior es el mismo para las dos pantallas; seleccionando la opción SYS en cualquier lado, y presionando las teclas de sistema en el panel ESCP (ELEC, ENG, FUEL, DOORS y ALL), se mostrará la información correspondiente a cada uno de esos sistemas en la pantalla del lado correspondiente. Consulte la sección del sistema correspondiente para obtener más detalles sobre las páginas de cada sistema en particular. Seleccionando la opción NAV, la parte superior de la pantalla mostrará información detallada sobre la navegación:



Figura 12.3.1. MFD mostrando la opción NAV

La porción superior de la pantalla del MFD, en opción NAV (y la parte inferior del PFD), incluyen la siguiente información relativa a la navegación:

- Curso (CRS) seleccionado en el AFCS - esquina superior derecha
- Una porción del compás, (o su totalidad, si se muestra en opción mapa, que se selecciona pulsando la tecla FORMAT)
- Indicador WXR (radar meteorológico) - parte superior izquierda.
- Datos proporcionados por la opción NAV SOURCE que este seleccionada - parte superior derecha
- Marcas en el compás de rumbo y su desviación.
- Datos sobre meteorología, TCAS, plan de vuelo y EGPWS superpuestos sobre el área del compás.
- Indicación del viento actual en la parte inferior izquierda.
- Indicador de velocidad TAS y GS (True Air Speed y Ground Speed) en la parte inferior izquierda (debajo del viento).
- Indicador del TCAS, en la parte inferior derecha
- La información del DME1 y DME2 a los dos lados de la parte más inferior de esta zona de la pantalla (igual que en el PFD).

Por el contrario, la zona inferior del MFD izquierdo, muestra el estado de los controles de vuelo, mientras que en el MFD derecho, muestra el estado del sistema hidráulico.

12.4. [Pantalla de motores \(ED\)](#)

Su función principal es la de presentar información relacionada con los motores. Sin embargo, también se puede utilizar para mostrar información de otros sistemas si ambos MFD están en el modo NAV o no están disponibles.



Figura 12.4.1. Pantalla de motores (ED)

Para una descripción más detallada de la página de motores véase la sección de motores ([Sección 15](#)) y la del sistema de combustible ([Sección 9](#)).

12.5. Instrumento electrónico de respeto

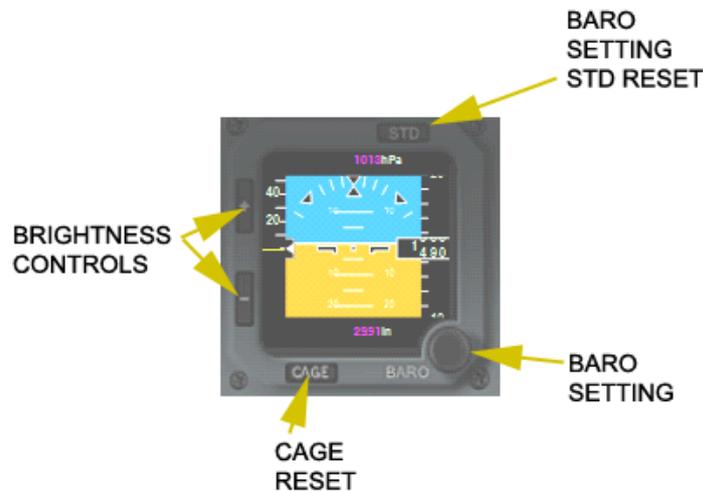


Figura 12.5.1. Instrumento electrónico de respeto

En el caso de que la energía disponible sea mínima, este instrumento combina todas las indicaciones necesarias para volar el avión.

13. Tren de aterrizaje

Es un tren de aterrizaje de tipo triciclo y doble rueda. El tren principal (MLG) se retrae hacia atrás alojándose en las góndolas del motor y el tren delantero (NLG) se retrae hacia adelante alojándose en la sección delantera.

El tren delantero proporciona control direccional durante las operaciones en tierra y se opera desde la cabina, o bien con un mando manual (en un rango de 70°), o bien mediante los pedales del timón, (en un rango de 8° a cada lado).

Los frenos se accionan con los pedales y cada rueda del tren principal dispone de frenos antibloqueo accionados hidráulicamente. También hay un sistema de freno de estacionamiento (PARKING BREAK), que, si fuese necesario, puede emplearse como freno de emergencia. El circuito hidráulico de los frenos de estacionamiento/emergencia está equipado con un acumulador de presión que le permite 4-5 aplicaciones en ausencia de suministro de presión hidráulica. La presión en ese acumulador se indica en la subpágina hidráulica (ver figura 10.1).

Los componentes del tren de aterrizaje están monitorizados y controlados por la unidad electrónica detectora de proximidad (PSEU) y se operan hidráulicamente.

Una unidad de transferencia de energía (PTU) suministra energía hidráulica auxiliar al sistema hidráulico No. 2.

Unos indicadores luminosos muestran la posición de las compuertas del tren y sus cierres. Un sonido de alarma avisara si el tren de aterrizaje no se extiende durante determinadas configuraciones de aterrizaje.

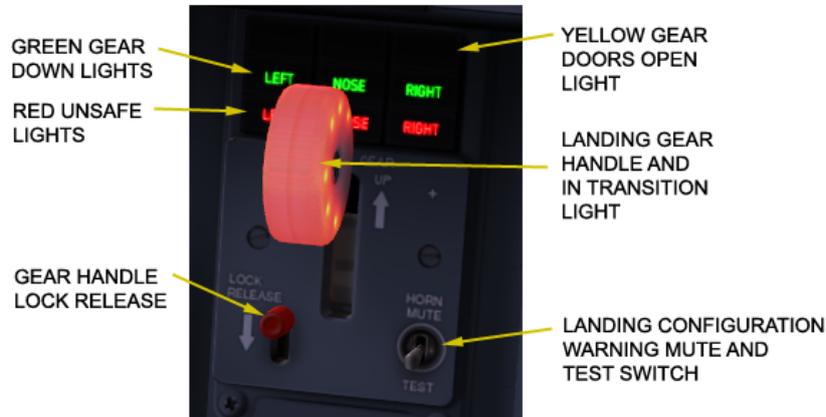


Figura 13.1. Panel del tren de aterrizaje

14. [Luces](#)

El avión está equipado con un sistema de iluminación interior y otro exterior.

14.1. [Iluminación exterior](#)

La iluminación exterior se controla con dos paneles ubicados en el panel superior de la cabina.



Figura 14.1.1. Paneles de control de la iluminación exterior

Dichos paneles controlan las siguientes luces exteriores:



Figura14.1.2. Luces exteriores

PROCEDIMIENTO NORMAL:

Las luces exteriores se operan según la lista de verificación (checklist) y las condiciones en el exterior. Ciertas luces deben operarse por ley durante fases específicas del vuelo.

Generalmente, durante las operaciones nocturnas de carga y descarga se acostumbra a dejar encendidas las luces de posición (POSN), también llamadas luces de navegación o “Nav Lights”. Esto facilita al personal de tierra tener una idea de las dimensiones del avión. Estas luces deben estar encendidas siempre que el avión se mueva por sus propios medios, y por lo general se mantienen encendidas durante todo el tiempo que el avión tiene algún suministro de energía activo. Antes del arranque de los motores se debe seleccionar la luz roja anticollisión.

Las luces de aterrizaje solo se deben encender antes del despegue y cuando este es inminente con objeto de no deslumbrar a otros aviones. Cuando el despegue es inminente, las luces de aterrizaje se encienden y las luces anticollisión se cambian a blancas para indicar al resto del tráfico que el avión está a punto de despegar. Las luces de aterrizaje generalmente se mantienen encendidas hasta alcanzar FL100.

Mientras se vuela en niebla o dentro de nubes, puede que sea necesario cambiar a las luces anticollisión rojas con el fin de evitar que los reflejos intermitentes, en esas circunstancias fatiguen al piloto.

Las luces de las alas se pueden usar en cualquier momento para examinar la superficie de las alas en busca de contaminación.

Las luces de rotación (flare) se dirigen más hacia abajo que las luces de aterrizaje, y proporcionan una mejor visibilidad de la superficie inmediatamente delante del avión en el momento de tomar tierra.

Una vez desocupada la pista, las luces de aterrizaje y de rotación deben apagarse.

Las luces anticollisión (rojas o blancas) deben mantenerse ON mientras los motores estén en funcionamiento.

También hay una luz que ilumina el logotipo de la empresa en el timón. El funcionamiento de esta luz está completamente regulado por las normas de cada compañía, aunque en general permanecen ON mientras las luces de aterrizaje o rodadura están encendidas.

14.2. Luces de la cabina de vuelo

La cabina de vuelo está equipada con las siguientes luces:

- Luces del techo - Dome light
- Luces de tormenta - Storm lights
- Luces de paneles e instrumentos (Panel Lighting, overhead, glare shield, and pedestal)
- Iluminación integrada del panel lateral del piloto y del copiloto
- Luz del piloto y del copiloto (Utility light)
- Luz de mapas del piloto y copiloto (Map light)
- Luz del observador
- Luz del panel de fusibles (Circuit Breaker Panel lights)

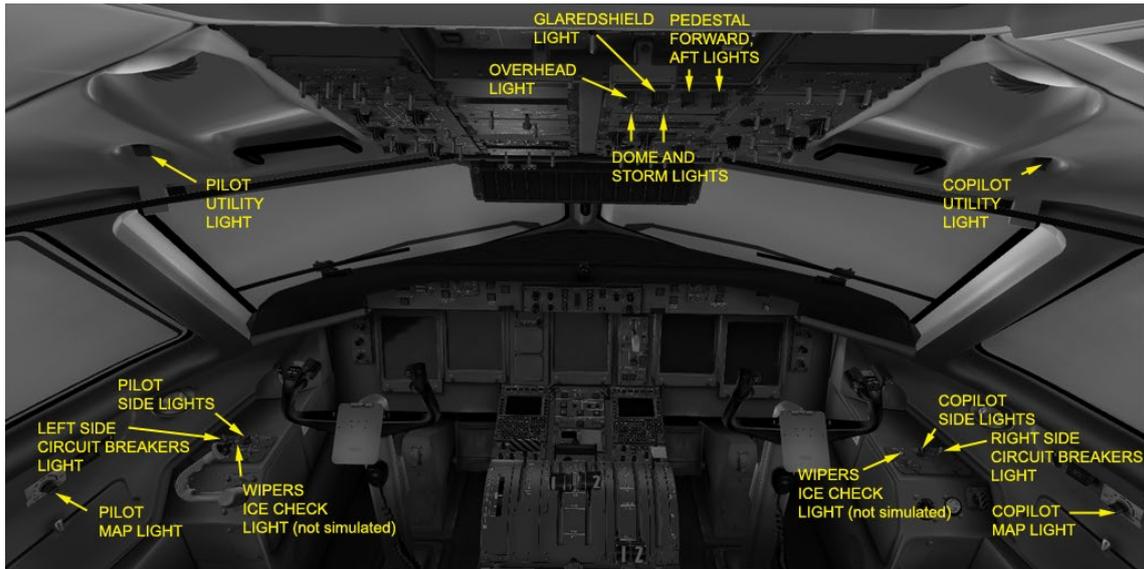


Figura 14.2.1 Luces de la cabina de vuelo

PROCEDIMIENTO NORMAL:

Las luces se accionan a discreción de los pilotos. La luz del techo (dome) se puede utilizar al entrar en el avión, ya que al estar conectada directamente al circuito de la batería, funciona aunque el avión no este “encendido”.

La luz de tormenta se puede utilizar para contrarrestar el efecto de los rayos, ya que aplica iluminación ambiental al panel frontal. Normalmente, la luz del techo y de tormenta se apagan durante el despegue y el aterrizaje nocturno con el fin de mejorar la percepción del exterior por parte de los pilotos.

Cada panel de instrumentos tiene una iluminación integrada de intensidad variable. Esta se controla con 6 botones giratorios, 4 en el techo y uno en cada panel lateral de los pilotos (ver figura 14.2.1).

Dos luces de mapa, una a cada lado, se dirigen desde el techo hacia los cuernos y se usan para consultar mapas.

Dos luces de uso general se sitúan al lado de cada asiento iluminando hacia abajo.

15. El sistema propulsor

Hay dos unidades propulsoras independientes, una en cada ala. Cada una incluye:

- Motor turbohélice Pratt and Whitney PW150A
- Hélice Dowty Aerospace R408
- Caja de cambios reductora
- Generador eléctrico de DC (corriente continua)
- Generador eléctrico de AC (Corriente alterna)
- Sistema de control del motor
- Sistema de control de la hélice
- Sistema de arranque del motor

15.1. Motores

Cada uno de los motores PW150A impulsa su propia hélice a través de una caja de cambios reductora. Los motores están certificados para una potencia de despegue de 4580 SHP o, en el caso de fallo de uno de los motores, y para compensar la pérdida de empuje durante el despegue, hasta 5071 SHP durante un breve período de tiempo.

El motor tiene dos compresores de dos etapas (baja y alta presión); cada compresor a su vez está conectado a su respectiva turbina, de una sola etapa. Una turbina de dos etapas impulsa la caja de cambios reductora encargada de reducir la velocidad de rotación del motor hasta el rango operativo de la hélice.

Además de propulsar la hélice, el motor impulsa los generadores eléctricos AC y DC y proporciona aire a presión a los sistemas del avión a través de dos sistemas de aire a presión (bleed air) conectados a cada etapa del compresor.

El motor está controlado electrónicamente por un ordenador denominado FADEC (Full Authority Digital Engine Computer), sin posibilidad de controlarse de forma mecánica. Debido al alto grado de integración entre las funciones de control para el motor y la hélice, describiremos el FADEC y esas funciones de control en una sección separada.

15.2. Hélices

Cada motor está conectado a una hélice de paso variable de 6 palas a través de la caja de cambios reductora. Las hélices se controlan hidráulicamente utilizando la presión de aceite del motor y cada una es operada eléctricamente a través su propia Unidad de control o PCU. Tanto las PCUs como las hélices tienen varios niveles de protección para asegurar que el paso se puede seguir variando, incluso durante un fallo de la PCU o del sistema hidráulico.

15.3. Controles de los propulsores

Los propulsores están controlados por:

- La palanca de paso de hélice/combustible - CL (condition lever)
- La palanca de potencia - PL (power lever)
- El panel de control del motor
- El panel de arranque del motor

Los propulsores operan de cuatro formas diferentes:

- Vuelo a velocidad constante
- Vuelo beta
- En tierra beta
- Inverso

En vuelo a velocidad constante, la velocidad de la hélice seleccionada por el piloto a través de la palanca CL (RPMs) es controlada por la PCU variando el paso de la hélice, y el FADEC maneja el par del eje de la hélice que se corresponde con la posición de la palanca de potencia (PL) en ese momento.

Si el empuje del motor se vuelve insuficiente para mantener las RPM deseadas durante el vuelo, la PCU pasa a vuelo Beta y cambia el paso de la hélice en función de la posición que se haya seleccionado para la palanca de potencia. El control de velocidad de la hélice se transfiere al FADEC. El vuelo Beta proporciona una variación instantánea en el empuje de la hélice como respuesta al movimiento de las palancas de potencia gracias a que el cambio del paso de la hélice en vuelo Beta ocurren más rápidamente.

En el modo Ground Beta, la velocidad de rodadura se controla cambiando la beta de la hélice con las palancas de potencia a través de la PCU. El FADEC al mismo tiempo mantiene 660 RPM.

En el modo Reverse, tanto FADEC como PCU son controlados por las Palancas de Potencia, aumentando las RPM de la hélice y el Torque de las hélices, hasta alcanzar el par máximo inverso del 35%.

15.3.1. Palanca del paso de la hélice y combustible

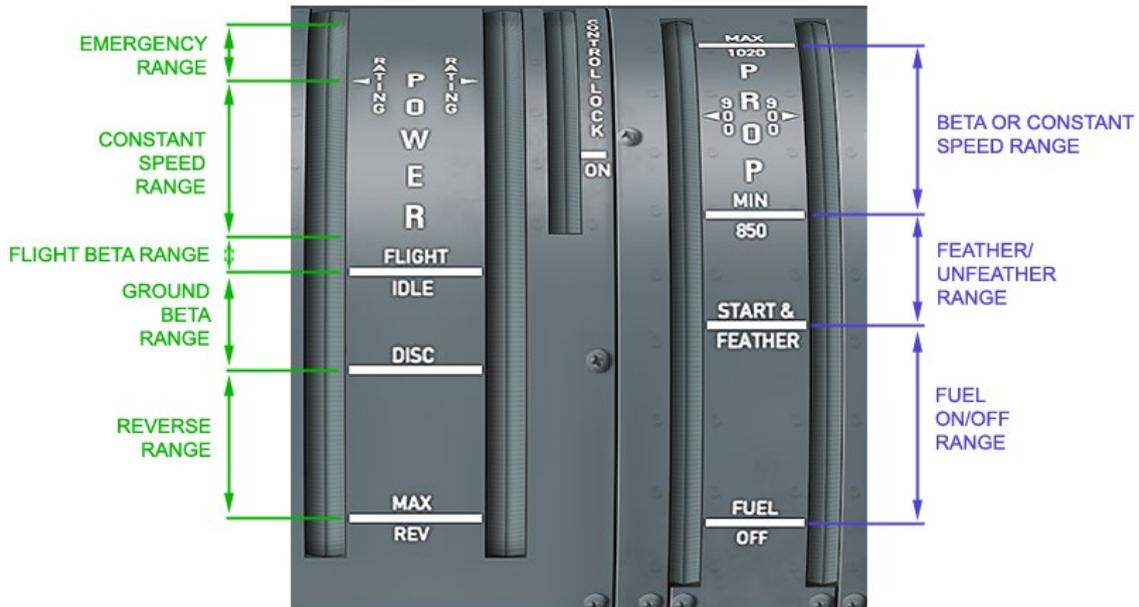


Figura 15.3.1. Controles de los propulsores

La consola de los motores es el centro de control principal de los motores e incluye los siguientes controles: dos palancas de paso de hélice y combustible, una por motor; dos palancas de potencia, una por motor, y el bloqueador de los controles de potencia.

Durante las operaciones en tierra, el bloqueador de control se coloca en ON para evitar un movimiento accidental de las palancas de potencia más allá del rango de rodaje habitual.

Tanto las palancas de paso de hélice y combustible como las de potencia son el principal método de actuación sobre los sistemas de control electrónico, que a la postre, son los que realmente deciden las ordenes que se enviaran, tanto a los motores, como a las hélices.

La palanca de potencia es un control multifuncional, es decir, funciona de forma diferente según la fase de vuelo y de donde se coloque la palanca.

En la posición más baja, marcada MAX REV, se obtiene todo el flujo inverso disponible. Esta posición sin embargo se usa muy raramente porque es bastante incómoda para los pasajeros, y porque la posición DISC ya proporciona retroceso suficiente.

El rango que va entre las posiciones DISC y FLT IDLE se utiliza en tierra para controlar con precisión el empuje durante la rodadura. La posición DISC proporciona un ligero empuje negativo, similar a la acción de frenado enérgico. Por lo tanto, se puede decir que lo habitual es rodar el Dash-8 con poco o ningún uso de los frenos. La posición FLT IDLE proporciona el máximo empuje de rodadura, y se usa generalmente para superar la fricción estática hasta hacer que el avión comience a rodar. Una vez en movimiento, posiciones hacia la mitad del rango DISC - FLT IDLE serán suficientes para mantener la velocidad deseada.

El rango que hay entre FLT IDLE y RATING controla el par de forma manual. Los sistemas de control ya mencionados en secciones anteriores, manipularán el motor y las hélices para mantener el par seleccionado, el cual será proporcional a la posición de la palanca en dicho rango. Este rango se utiliza principalmente para operaciones de descenso, aproximación y vuelo a baja altitud.

La posición RATING es una posición fija, no es un rango. Cuando la palanca está en dicha posición, el control del motor y de la hélice es automático. Ese control se puede modificar moviendo las palancas de paso de la hélice y mediante el panel de control del motor (véase más adelante). Durante un vuelo normal, las palancas de potencia se colocan en esta posición para el despegue y se dejan ahí hasta el descenso.

La potencia máxima de despegue se obtiene colocando la palanca más allá de la posición RATING. El motor proporciona entonces potencia de emergencia para poder salir de situaciones anormales. El funcionamiento en este modo puede causar daños irreparables a los motores y hélices, por lo que debe evitarse en condiciones normales.

La palanca de paso de la hélice y de combustible tiene como función principal controlar la velocidad de rotación de la hélice. Las funciones secundarias son controlar el modo de operación automática de la planta motriz y controlar el aporte de combustible (FUEL/OFF).

El rango entre FUEL/OFF y START & FEATHER determina el aporte de combustible. La posición START & FEATHER indica al FADEC que ya se puede introducir combustible en el motor. Esta posición debe seleccionarse durante el arranque del motor, lo cual se hace desde el Panel de arranque (ver su descripción más adelante). Mientras la palanca permanezca en esta posición, el FADEC introducirá combustible para el arranque del motor cuando lo considere apropiado, y la PCU controlará el paso de la hélice.

La posición MIN/850, que es una posición fija y no un rango, rota las palas de la hélice hacia una posición en la que generen propulsión. Además, mientras el avión permanezca en tierra, también activará el “modo de rodaje silencioso”, en

el que los sistemas de control impedirán que las revoluciones de la hélice aumenten durante el flujo inverso o reverse. Al mismo tiempo, esta posición selecciona la especificación máxima de crucero (MCR), que habrá estado en espera hasta este momento. La hélice mantendrá 850 RPM cuando se esté en vuelo.

La posición 900, que es también una posición fija, en combinación con la palanca de potencia en posición RATING, activará la especificación máxima de ascenso (MCL) y mantendrá las hélices girando a 900 RPM.

La posición MAX/1020 mantiene las hélices rotando a 1020 RPM. En combinación con la palanca de potencia en la posición fija RATING, activará la especificación de potencia de despegue normal o la reducida (NTOPTOP o RDC) (véase la descripción del panel de control del motor para obtener más información sobre estas especificaciones). La posición MAX/1020 posibilita el uso de todo el flujo inverso disponible (full reverse), y por tanto será la posición de elección para despegues o aterrizajes en pistas cortas.

15.3.2. Panel de control de los motores

El panel de control del motor está ubicado delante del pedestal y se usa para seleccionar las especificaciones de rendimiento del motor, programar la especificación de despegue reducida y el modo de aterrizaje Np reducido. También se puede utilizar para marcar un incidente en particular en la memoria de mantenimiento con el fin de dirigir la atención del equipo de mantenimiento a una anomalía en cualquier sistema (*el marcador de incidente no se simula en las ediciones PILOT o PRO*).



Figura 15.3.2.1. Panel de control de los motores

Control de especificaciones:

MTOP. Este botón controla la potencia máxima que se le permitirá al motor durante el despegue. Al presionarse se fuerza al FADEC a proporcionar la potencia máxima disponible a la temperatura y altitud del momento (y un par

máximo del 100%). Es la especificación de elección al abortar un aterrizaje (Go Around). Es importante recalcar que las palancas de paso de hélice y combustible deben de haberse colocado con antelación en la posición MAX/1020.

RDC Np LDG. Permite a el avión aterrizar con una velocidad de giro de las hélices de 850 rpm. Para que este modo se active, las palancas de paso de hélice deben colocarse en la posición MIN/850; solo entonces se presionará la tecla RDC Np LDG y, durante los siguientes 60 segundos se procederá a avanzar las palancas de paso de hélice hasta la posición MAX/1020. La condición que se ha de dar para poder activar esta especificación es que, una de las palancas de potencia esté en la mitad inferior del rango de recorrido. Si todo está configurado correctamente, la PCU mantendrá la velocidad de giro de la hélice baja hasta que el avión tome tierra o hasta que las palancas de potencia se avancen para abortar la maniobra de aterrizaje (o Go Around). Si ocurre esto último, la PCU enviará instantáneamente 1020 rpm a las hélices.

MCL. Se usa para sustituir la especificación MCR, que se activa por defecto al colocar la palanca de paso de hélice en la posición de 850 RPM, por la especificación MCL, pero manteniendo la hélice a 850 rpm (lo que resultará en un vuelo más silencioso). Mover la palanca de paso de la hélice a cualquier otra posición o presionar el botón MCR, cancelará la especificación MCL.

MCR Se usa para sustituir la especificación MCL, que se activa por defecto al colocar la palanca de paso de la hélice en 900 RPM, por con la especificación MCR, pero manteniendo la hélice a 900 RPM (lo que da como resultado una velocidad aérea ligeramente superior). Mover la palanca de condición a cualquier otra posición o presionar el botón MCL cancelará esta sustitución.

RDC TOP. Se utiliza para reducir la potencia durante maniobras de despegue poco ajustadas. Primero se establecerá la potencia de despegue normal, colocando las palancas de paso en MAX/1020, luego se presiona el botón DEC hasta llegar al par deseado para el despegue (se muestra en la pantalla del motor). Cada pulsación del botón reduce el par en un 2%. Si se presione el botón RESET, se restablece la especificación NTOP.

15.3.3. Panel de encendido de motores

Este panel se utiliza para arrancar los motores y controlar el encendido.



Figura 15.3.3.1. Panel de arranque de motores

Cada motor contiene dos sistemas de encendido cuyo funcionamiento se alterna con cada nuevo vuelo. Esos sistemas se activan moviendo el selector IGNITION a la posición NORM. Después se seleccionará el motor deseado con el interruptor SELECT y se presiona la tecla START.

El arranque del motor siempre está asistido por las baterías, por lo tanto, las baterías deben estar suficientemente cargadas para que el arranque del motor se produzca.

Cuando se selecciona el motor 1 o 2 usando el interruptor SELECT, el botón STAR se ilumina con la palabra SELECT en naranja; si entonces se presiona la tecla STAR, la palabra STAR también aparece iluminada en la parte de debajo de la tecla, debajo de la palabra SELECT; así queda indicado que el encendido del motor ha comenzado.

Inmediatamente después de que aparezca la indicación de que el arranque de un motor se ha iniciado, se puede accionar la palanca de paso de hélice y combustible, lo que desbloqueará el suministro de combustible al motor. Sin embargo, el momento de dicha acción no es realmente importante ya que el FADEC no iniciara el suministro de combustible al motor hasta que el valor N_h alcance el valor predefinido.

Durante el arranque del motor, el generador de corriente DC invierte su función y se convierte en un motor de arranque; esta función se mantiene mientras el interruptor de selección permanezca seleccionando dicho motor. Al alcanzar 50% N_h , el interruptor vuelve automáticamente a la posición neutral, el sistema de corriente DC, deja de actuar como sistema de arranque, y el motor continuará girando por sí mismo hasta que el ciclo de arranque del motor se complete. La luz SELECT se apagará poco después, lo que indica que el ciclo de arranque del motor se ha completado.

Cuando el encendido de motores se realice con las baterías, el motor n°1 debe arrancarse primero, y el interruptor MAIN BUS TIE en el panel eléctrico deberá accionarse antes del arranque. Se recomienda que tras el encendido del primer motor, las aspas de la hélice se coloquen en posición unfeathered para aumentar la electricidad disponible para el encendido del otro motor.

15.3.4. Panel de control de las hélices

El sistema de control del paso de las hélices se maneja mediante el Panel de hélices.



Figura 15.3.4.1. Panel de control de las hélices

Como es extremadamente peligroso durante un fallo del motor dejar una hélice en ángulo plano, (posición de propulsión o unfeathered), el sistema de control de las hélices incluye varias formas de ajustarla a la posición de no propulsión o de bandera (feathered).

Para posicionar la hélice en bandera (feathered) se puede:

- Mover la palanca de paso de la hélice a cualquier punto por debajo de la posición MIN/850.
- Usar la tecla AUTOFEATHER en caso de detectarse un fallo de motor.
- Usar las teclas ALT FTHR en caso de que el fallo detectado sea en el control del paso de la hélice en vez de en el motor.
- Por último, la hélice entra por sí sola y de forma mecánica en posición de bandera si se produce una caída de presión en el sistema de aceite usado para el control del paso de la hélice.

En condiciones normales, el piloto solo se ha de preocupar del AUTOFEATHER. Presionando el botón AUTOFEATHER, la palabra SELECT se ilumina en la tecla indicando que el sistema autofeather está activo. Durante el despegue, cuando el TRQ sea superior al 50% en ambos motores, el sistema autofeather se armará (modo ARM) y se indicara en la página del motor. A partir de este momento, el

sistema de paso automático supervisa el par en ambos motores e iniciará el cambio de paso de la hélice si detecta que el motor ha fallado. Al mismo tiempo, se enviará una señal a las FADEC para que pongan el motor averiado en IDLE y el motor opuesto en la opción UPTRIM (más allá del modo RATING), lo que hará que proporcione la potencia extra para compensar la pérdida de empuje. Esta configuración se mantendrá hasta que el piloto desactive manualmente el autofeather presionando el botón AUTOFEATHER. Antes de hacerlo, la palanca de paso de la hélice afectada debe colocarse en la posición START&FEATHER para evitar que la hélice empiece a girar de forma repentina.

El arranque del motor se puede intentar en vuelo, después de lo cual, tanto si se ha tenido éxito como si no, se debe aterrizar lo antes posible.

Si es necesario abanderar manualmente la hélice, y no se consigue usando la palanca de paso de la hélice porque no haya presión de aceite en el sistema principal de control del paso, se pueden usar los botones protegidos ALT FTHE #1 y #2 para activar el abanderamiento alternativo. Este sistema utiliza los acumuladores adicionales (uno por hélice) que contienen aceite suficiente como para abanderar la hélice varias veces antes de agotarse.

15.4. [Información sobre los propulsores](#)

La mayor parte de la información relacionada con el motor se indica en la pantalla EFIS de visualización del motor.

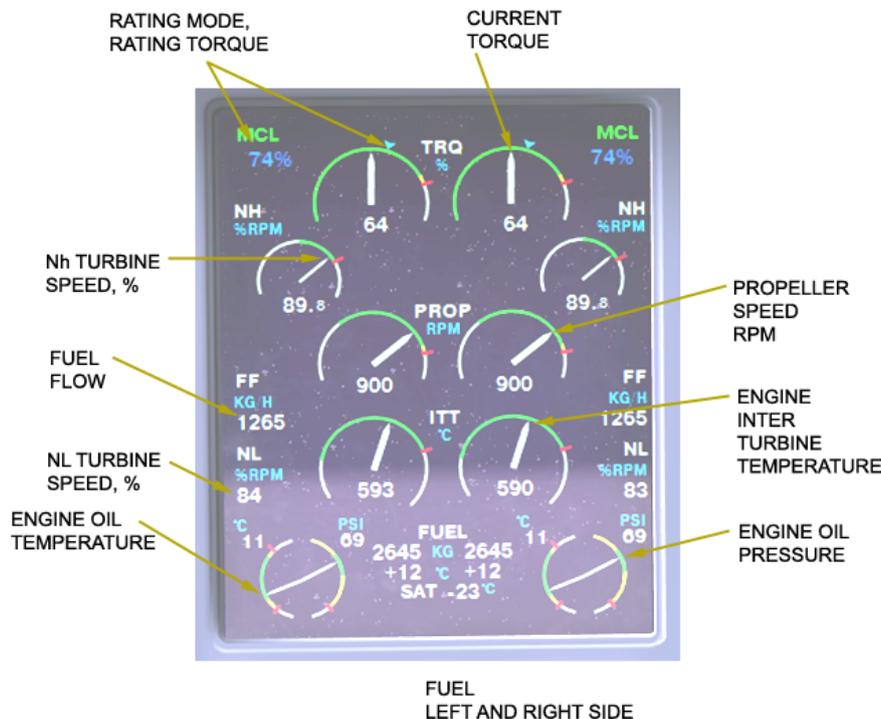


Figura 15.4.1. Pantalla de propulsores

También hay una página de motor simplificada seleccionable en cada MFD. La información en la página simplificada es la misma que en la página principal, pero las lecturas se presentan exclusivamente con dígitos.

PROCEDIMIENTO NORMAL:

El motor se arranca seleccionando el del lado deseado (generalmente el N° 2) y presionando la tecla START en el panel de arranque del motor; la palanca de paso de la hélice se colocará entonces en posición START&FEATHER. La presión de aceite y el ITT deben comprobarse durante el arranque para asegurarse de que los valores no excedan sus respectivos rangos normales. Después de que la luz SELECT se apaga en el interruptor de arranque, se puede comenzar el arranque del otro motor.

Al arrancar el motor y antes de la rodadura, las palancas de paso de hélice deben colocarse en las posiciones MIN o MAX para que la hélice se desacelere. Hecho esto, se puede iniciar la rodadura.

Antes del despegue, las palancas de paso se colocan en la posición MAX/1020, y la especificación de potencia reducida (de-rated) se puede configurar para obtener una aceleración de despegue más suave, siempre y cuando la longitud y las condiciones de la pista permitan una carrera de despegue más larga. Si ese es el caso, los interruptores de aire a presión (bleed air) del panel de aire acondicionado se pueden dejar en la posición de ON; si por el contrario se usa la potencia de despegue normal, los bleed air deberán apagarse durante el despegue. Justo antes del despegue, también hay que quitar el Bloqueo de los controles, y las palancas de potencia deben avanzar a la posición RATING.

Después del despegue, una vez se haya alcanzado una altitud segura, las palancas de paso de hélice se suelen mover a la posición 900 RPM; esto cambia la especificación del sistema de control de los propulsores al modo MCL (potencia de ascenso máximo). Coincidiendo con esto, los bleed air se colocarán en ON si se despegó con ellos en OFF. Al alcanzar la altitud de crucero, las palancas de paso se mueven a la posición MIN/850, lo que a su vez activará la especificación MCR.

La posición MCR no garantiza que la velocidad del avión no supere la Vne. Es pues responsabilidad del piloto controlar la velocidad en todo momento y mantener una velocidad segura, lo que se conseguirá moviendo las palancas de potencia. Esto es particularmente importante por debajo de FL200-FL220.

Durante la aproximación se decidirá entre un aterrizaje con la palanca de paso en la especificación MAX/1020 o con la especificación Reducida Np. Esta última opción se inicia presionando el botón RDC Np LDG en el panel de control, llevando las palancas de potencia por debajo del 50%, y las palancas de paso a una configuración inferior a la MAX/1020. Es importante recordar que después

de que se ha procedido como se describe, en los siguientes 50 segundos, las palancas de paso de la hélice deben moverse a la posición MAX/1020. A partir de ese momento el sistema de control del paso de la hélice comprobará la posición de las palancas de potencia y automáticamente pondrá las hélices en MAX rpm si el piloto las mueve al 50% o más (lo que indicaría al sistema que es posible que se haya procedido a abortar la maniobra de aterrizaje).

Después del aterrizaje, el bloqueo de control debe colocarse en ON y las palancas de paso se puede configurar en MIN/850 para iniciar la especificación de rodaje silencioso. También es posible rodar el avión con un solo motor, lo que ahorraría algo de combustible.

Una vez estacionados en la plataforma de aparcamiento, todos los equipos eléctricos no esenciales deben de apagarse, después de lo cual las hélices pueden abanderarse. Hasta que la APU o la GPU esté disponible, y mientras los motores o el motor permanezca encendido proporcionando corriente DC, las hélices generalmente permanecerán abanderadas. Una vez el APU o la GPU se hayan conectado, el motor se puede apagar, moviendo ambas palancas de paso a la posición FUEL/OFF.

Para las operaciones rápidas entre vuelos, es posible mantener el motor n°2 funcionando con la hélice abanderada mientras los pasajeros desembarcan, siempre que se tomen las precauciones de seguridad necesarias para evitar la aproximación a la hélice.

16. [Navegación](#)

Este avión está equipado con los sistemas de navegación necesarios para operar, tanto bajo normas VFR como IFR. Estas ayudas a la navegación incluyen:

- Dos receptores VOR/ILS
- Dos receptores DME
- Dos receptores ADF
- Dos receptores de radiobalizas (Markers)
- Dos receptores-transmisores de Mode-S ATC
- Dos Sistemas de control de vuelo (FMSs)
- Sistema de anticolidión (TCAS)
- Sistema de aviso de proximidad de tierra amplificado (EGPWS)
- Radar meteorológico

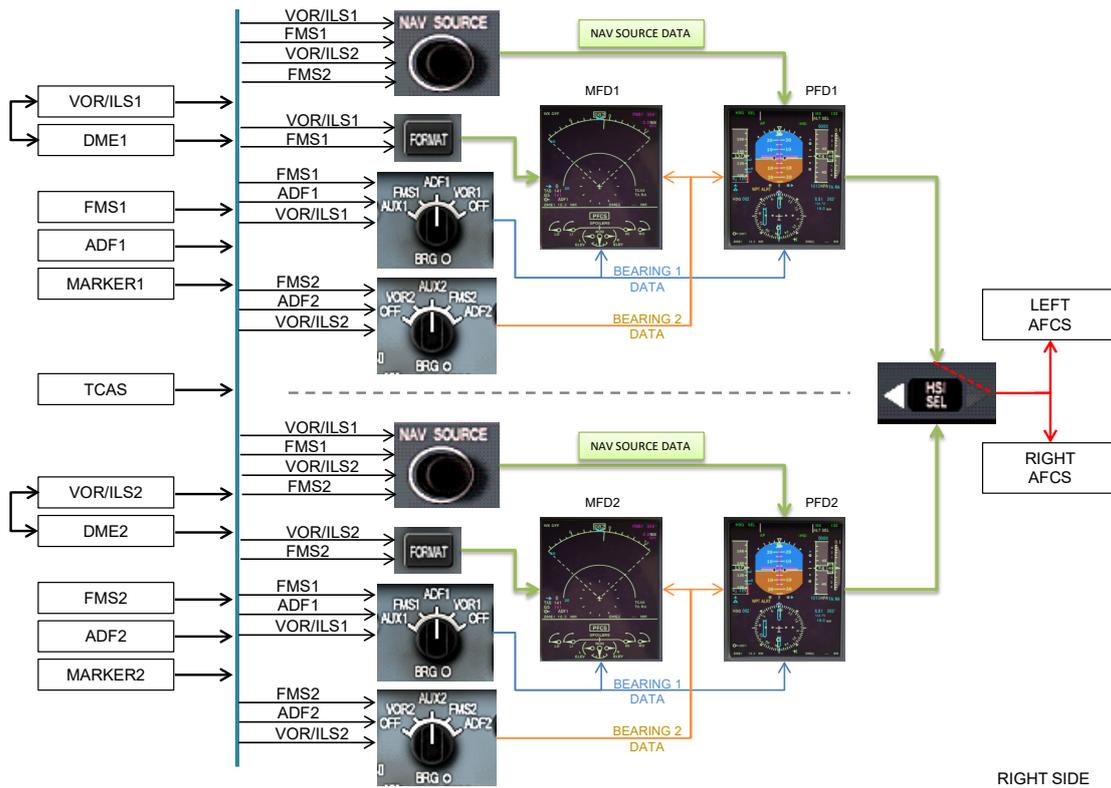


Figura 16.1. Esquema de los controles de las ayudas a la de navegación

16.1. [Ayudas a la navegación](#)

Las ayudas de radionavegación están controladas por las unidades ARCDU (ver las [secciones 6.1](#) y [6.2](#) sobre la ARCDU) y los paneles EFCP izquierdo y derecho (descritos en la sección [Sistemas de Instrumentos Electrónicos](#)).

Todos los datos de navegación en el avión que se presentan a los pilotos, excepto los rumbos, proceden de una de las Fuentes de Navegación o NAV SOURCE (Ver Figura 16.1.). Esa fuente de Navegación puede incluir todos o algunos de los siguientes datos (Ver Figura 16.1.1.):

- Desviación horizontal (aguja)
- Indicador Desde/hacia (From/To)
- Desviación vertical (aguja)
- Distancia desde la fuente de navegación
- Curso OBS
- Frecuencia VOR/ILS

El piloto selecciona la fuente de navegación que enviará la información al PFD mediante el selector NAV SOURCE del panel PGFC del AFCS, y para verla en el MFD, que tendrá que estar en modo NAV, habrá de presionar el botón FORMAT en el panel de control del EFIS durante más de dos segundos.

Si se desea, se puede elegir entre los datos de navegación del PFD izquierdo o derecho para alimentar el sistema de guía de vuelo automático (Automated Flight Guidance System).

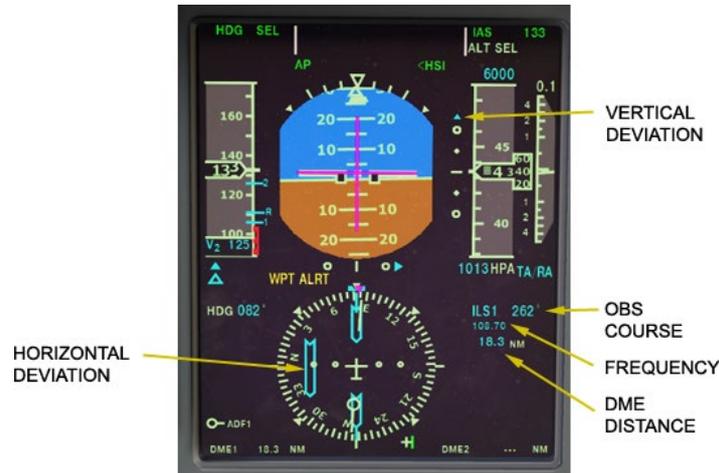


Figura 16.1.1. Representación de la Fuente de navegación en el PFD.

16.2. Receptores VOR/ILS/DME: función *hold* del DME.

Los receptores VOR/ILS y DME, aunque son unidades independientes, normalmente reciben en la misma frecuencia (DME1=VOR/ILS1, DME2=VOR2/ILS2), aunque si es necesario pueden funcionar desacoplados. Esta opción se denomina DME HOLD y está disponible a través de la ARCDU.

VHF1	128.625	VHF2	131.800
VOR1	117.800	VOR2	117.800
ADF1	330	ADF2	330
INT	VHF1	ATC1	64 44
			0N ALT
			04 17

Figura 16.2.1. Datos del VOR1 del ARCDU con la opción DME HOLD seleccionada

Cuando la frecuencia deseada está sintonizada en el receptor VOR/ILS, presione el botón DME HOLD. El ARCDU dibujará un rectángulo alrededor de la

frecuencia en espera, indicando que está programado y bloqueado para el receptor DME. Ahora se podrá sintonizar una nueva frecuencia de VOR en la frecuencia activa sin que ello afecte a la sintonización del DME. Una H amarilla al lado de la indicación de DME en el PFD (parte de debajo de la pantalla), indicara que el DME está desacoplado.

16.3. Los receptores ADF

El avión viene equipado con dos grupos de receptores de ADF.

Estos se pueden operar desde la página secundaria ADF del ARCDU:



Figura 16.3.1. Página secundaria del ADF.

El receptor ADF puede funcionar en a 0,5 o 1 kHz

Si la opción ANT está activada, el rumbo no estará disponible, sin embargo, la señal del ADF se escuchará a más distancia del NDB de la que se escucharía en la opción ADF.

Par la función TEST, primero debe seleccionarse la opción ADF en el EFCP (panel EFIS). Durante la prueba, observe que el rumbo ADF aparece y gira 90° a la derecha para desaparecer finalizada la prueba.

La opción BFO permite a los pilotos escuchar NDBs con señales no moduladas.

16.4. Receptores de radiobalizas

El avión esta provisto con dos receptores de radiobalizas que recogen la señal de la radiobaliza exterior, media e interior, enviándosela al EFIS. La señal de las radiobalizas se puede escuchar si el sonido en el ARCDU está activado y el volumen está suficientemente alto. El PFD también muestra la radiobaliza.



Figura 16.3.1. Indicador de radiobaliza

Los receptores de radiobalizas también se pueden probar desde la página VOR expandida del ARCDU presionando la LSK pegada a MKR TEST.



Figura 16.3.2. Test de la radiobaliza en la ARCDU

La señal de las radiobalizas OM, MM e IM esta simulada, se escuchará y se mostrará en el PFD en la secuencia correcta.

Cuando sea necesario, la opción MKR SENSE permitirá aumentar la sensibilidad de los receptores de radiobalizas, pero ha de tenerse en cuenta que el ajuste LO es el ajuste estándar.

16.5. [Receptor-transmisor tipo S-ATC](#)

El avión dispone de dos receptores/transmisores del tipo S-ATC, aunque no pueden estar los dos operativos al mismo tiempo.

Estos dispositivos S-ATC se utilizan con dos fines:

- Informar de la posición del avión a ATC y al tráfico circundante.
- Informar al sistema anticolidión (TCAS) del tráfico circundante. El sistema TCAS se describe en detalle más adelante en su propia sección.

TCAS/ATC	
REL	TEST
ABS	
ABOVE	ALT 1
NORM	OFF
BELOW	ALT 2
TA/RA	ATC 1
TA ONLY	SBY
SBY	ATC 2
VHF 1	ATC 64 44
INT	ON ALT
	04 17

Figura 16.5.1. Página secundaria ATC en la ARCDU

La sección del transpondedor ATC está en la esquina inferior derecha de todas las páginas del ARCDU (Figura 16.5.1). Aquí se configura el código del transpondedor de la misma manera que se sintonizan las frecuencias de otros receptores: primero se resalta la frecuencia del transpondedor en espera, luego se selecciona el código deseado con el botón giratorio, y por último, presionando el LSK R4, se pasa a activo.

El estado del del transpondedor activo se controla pulsando el botón LSK R4 durante más de 2 segundos; cambiará de estado SBY a ON ALT y viceversa. Para los transpondedores no existe un modo "Alfa".

En la página secundaria, mediante el SKL R3, se puede seleccionar que receptor/transmisor usar de los dos disponibles. Con el SLK R2 se escoge que sistema proveerá la información sobre altitud (ordenador ADC1 o ADC2) en el caso de que uno de los ADC falle.

El resto de las funciones de esta página se describirán a continuación en la sección TCAS.

16.6. [Sistema de prevención de colisiones \(TCAS\)](#)

El TCAS (Traffic Collision Avoidance System) instalado en este avión cumple con los estándares ICAO, ACASII y TCASII. Utiliza los transpondedores ATC y un módulo informático especial, cargado con un software de interrogación de aviones y detección de peligro, desarrollado a medida.

El TCAS está conectado a otros sistemas del avión y comunica sus indicaciones al MFD y a los instrumentos de vuelo (PFD).

El sistema cumple las siguientes funciones:

- Informar a la tripulación sobre el tráfico circundante.
- Identificar el tráfico peligroso y proporcionar la alteración de la altitud a seguir por el piloto para evitar la colisión.

16.6.1. Página de control del TCAS en la ARCDU

El TCAS se controla desde la página ATC del ARCDU



Figura 16.6.1. Página ATC del ARCDU

Las opciones REL y ABS cambian la forma en que se presenta la altitud del tráfico circundante (altitud relativa a nuestro avión REL, o altitud absoluta MSL). Al presionar la LSK adyacente a la sección REL/ABS, el TCAS indicará la altitud Absoluta (MSL) durante aproximadamente 1 minuto y después volverá automáticamente al modo REL.

Las opciones ABOVE/NORM/BELOW (arriba/normal/debajo) define el rango vertical dentro del cual se indicará el tráfico TCAS que se mostrará en el MFD. Las especificaciones cuando la opción REL es la activa, son las siguientes:

ABOVE (por encima de) entre -2700 pies y +8700 pies AMSL

NORM entre +/- 2700 pies AMSL

BELOW (debajo) entre -8700 y +2700 pies AMSL

Con el LSK L3 se pueden elegir entre tres estados del TCAS:

- SBY (estado en espera); el TCAS no interroga al tráfico circundante.
- TA; el TCAS no emitirá avisos de cómo resolver posibles colisiones, y
- TA/RA; se darán avisos de tráfico e instrucciones de resolución.

Hay que tener en cuenta que, a baja altitud, el TCAS inhibirá automáticamente los avisos tanto de tráfico como de resolución para no distraer al piloto durante la fase de aproximación final.

Al presionar el LSK adyacente a TEST se iniciará la prueba del sistema. El MFD mostrará 4 patrones de tráfico diferentes, y el PFD mostrará un aviso de resolución de tráfico. No habrá aviso visual. Una vez concluida la prueba, el resultado de la prueba se anunciará de forma audible como "TCAS TEST OK" o "TCAS TEST FAIL". Tenga en cuenta que esta prueba se inhibe en el aire.

16.6.2. Anuncios del TCAS relacionados con el EFIS

El TCAS tiene dos formas de mostrar el tráfico en el MFD

1. Normal. Se indica como "TCAS TA/RA". En esta modalidad el TCAS muestra tráfico no conflictivo siempre que el radio seleccionado en el MFD sea 40NM o menos.
2. AUTO. Este modo se habilita manualmente presionando el botón "TCAS" en el panel EFCP y ocultará tráfico no conflictivo.

En cualquiera de las dos formas, siempre que el TCAS genere un aviso de Tráfico (TA) o Resolución (RA), el rango de MFD se forzará automáticamente a 10NM y el tráfico conflictivo será mostrado al piloto.

Una vez que cesa el aviso, el rango normal del MFD se habrá de restaurar usando el selector de rango del MFD.



Figura 16.6.2.1. Indicaciones del TCAS en el MFD

El tráfico mostrado por el TCAS está codificado con colores, y muestra la siguiente información:

- Tipo de tráfico:
 - rombo vacío en azul: tráfico de altitud desconocida
 - Rombo entero azul: tráfico cercano sobre el avión y descendiendo
 - Circulo amarillo: Aviso de tráfico por debajo y estable
 - Cuadrado rojo: tráfico debajo y en ascenso
- Altitud absoluta o relativa en x100ft
- Movimiento vertical del tráfico (Ascendiendo o descendiendo)

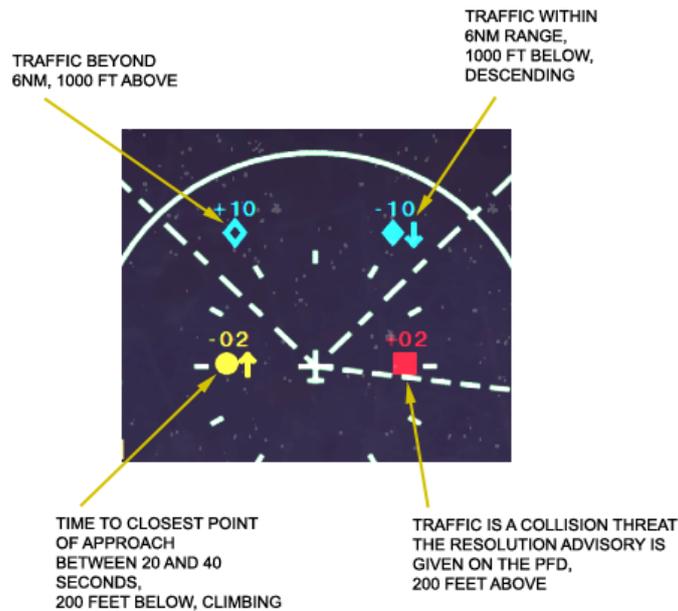


Figura 16.6.2.2. Código de color de tráfico del TCAS

Durante los avisos de resolución de conflicto, la cinta de velocidad vertical (VS) mostrará en rojo las zonas donde NO se debe volar, y mostrará en verde la velocidad vertical recomendada como se muestra en la imagen siguiente. Siempre que la velocidad vertical esté en la zona roja, la flecha misma se presentará en rojo.



Figura 16.6.2.3. Instrucciones de resolución de conflicto en el PFD.

Además de las instrucciones en la cinta VS, los pilotos podrán escuchar un aviso. El TCAS asume que el piloto comenzará a seguir las instrucciones emitidas dentro de los 40 segundos siguientes.

Tipos de avisos sonoros del TCAS:

"TRAFFIC, TRAFFIC"	Compruebe el tráfico que se muestra en el MFD. Un aviso de resolución podría oírse en breve
"CLIMB, CLIMB"	Ascienda a la velocidad vertical indicada en el arco verde del IVSI en el PFD (el IVIS es la escala, y la cifra en su parte superior indica la velocidad vertical)
"DESCEND, DESCEND"	Descienda a la velocidad vertical indicada en el arco verde del IVSI
"ADJUST VERTICAL SPEED, ADJUST"	Ajuste la velocidad de ascenso o descenso a la indicada en el IVSI
"MONITOR VERTICAL SPEED"	Compruebe la velocidad vertical actual para evitar entrar en una velocidad del arco rojo
"CLIMB, CROSSING CLIMB, CLIMB, CROSSING CLIMB"	La mejor manera de lograr una separación segura es cruzando la trayectoria de vuelo del tráfico conflictivo mientras se asciende.
"DESCEND, CROSSING, DESCEND, DESCEND, CROSSING DESCEND"	La mejor manera de lograr una separación segura es cruzando la trayectoria de vuelo del tráfico conflictivo mientras se desciende.
"MAINTAIN VERTICAL SPEED, MAINTAIN"	Mantenga la velocidad vertical actual para evitar entrar en el arco rojo de velocidades.
"MAINTAIN VERTICAL SPEED, CROSSING MAINTAIN"	Mantenga la velocidad vertical actual para evitar entrar en el arco rojo de velocidades. También indica que se cruzará la trayectoria de tráfico conflictivo.

“CLEAR OF CONFLICT”

La distancia (rango) y la altitud (separación) son adecuadas y están aumentando; volver a la altitud previa autorizada por ATC.

Si el aviso inicial de resolución no ha proporcionado suficiente separación vertical, se podrá escuchar alguna de las siguientes instrucciones:

“INCREASE CLIMB, INCREASE CLIMB”, (escuchado tras el aviso “CLIMB”)

Mantenga la velocidad vertical actual para evitar entrar en el área roja de velocidad vertical. También indica que se cruzará la trayectoria de vuelo del tráfico conflictivo

“INCREASE DESCENT, INCREASE DESCENT” (escuchado tras el aviso “DESCEND”)

Se necesita aumentar la velocidad de descenso vertical

“CLIMB-CLIMB NOW, CLIMB-CLIMB NOW” (escuchado tras el aviso “DESCEND”)

Se requiere cambiar el descenso por ascenso para conseguir una separación vertical adecuada.

16.7. [Sistema de alerta de proximidad de tierra mejorado \(EGPWS\)](#)

El EGPWS comprueba la trayectoria de vuelo del avión entre las altitudes 50 y 2450 pies. Si se detecta un perfil de vuelo inusual o en conflicto con la configuración actual del avión, el piloto recibirá una advertencia sonora y otra visual.

El sistema GPWS está asociado a otros sistemas de control.

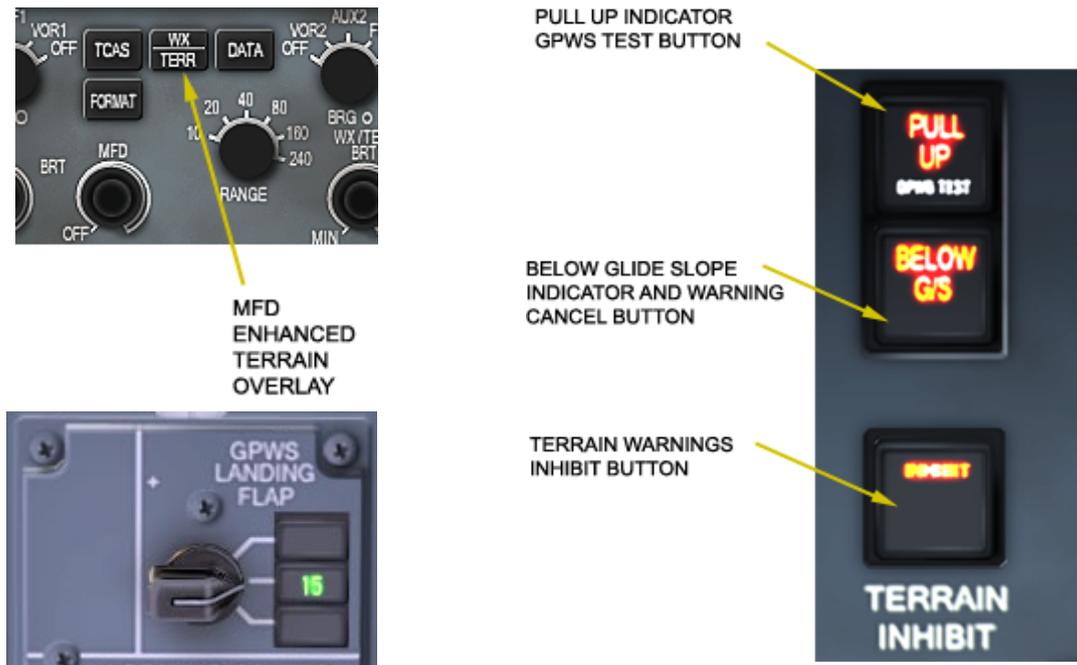


Figura 16.7.1. Controles del EGPWS

La representación que el EGPWS hace del terreno se puede mostrar en el MFD presionando el botón WX/TERR en el EFCP. Este botón alterna entre mostrar la meteorología (WX) o el terreno (TERRAIN). Si se mantiene presionado durante 2 o más segundos, se eliminará cualquier representación en el MFD correspondiente. La intensidad de la representación del terreno o la meteorología se modifica con el botón giratorio WX/TERR BRT ubicado en ese mismo panel.

El selector GPWS LANDING FLAP se utiliza para indicarle al EGPWS cuál es la especificación de Flaps elegida para el aterrizaje. El sistema monitorizará la aproximación y emitirá un aviso en caso de que la posición de los flaps en la aproximación final no coincida con la preestablecida.

Hay un grupo de 3 interruptores luminosos relacionados con EGPWS ubicados enfrente de cada piloto, en el panel principal.

El botón superior ("GPWS TEST") se utiliza para comprobar el sistema. Durante el test, parpadearán las luces y se escucharán los avisos verbales. El número de avisos que se escuchan y la duración de la prueba, varían dependiendo de que el test se realice en tierra o en el aire.

El siguiente botón indicará que el avión está descendiendo por debajo de la senda de planeo durante la aproximación final. En ciertos casos, la advertencia se puede cancelar presionando el propio interruptor.

Por último, presionando TERRAIN INHIBIT se eliminarán las indicaciones del EGPWS en el MFD y se impedirá que el sistema emita los avisos relacionados

con el terreno. La palabra INHIBIT permanecerá iluminada en el interruptor hasta que el piloto desactive esta supresión de alertas.

16.7.1. Representación del terreno en el EGPWS

Al presionar el botón WX/TERR, el MFD mostrará una imagen detallada del terreno proporcionada por el EGPWS (Figura 16.7.1.1).

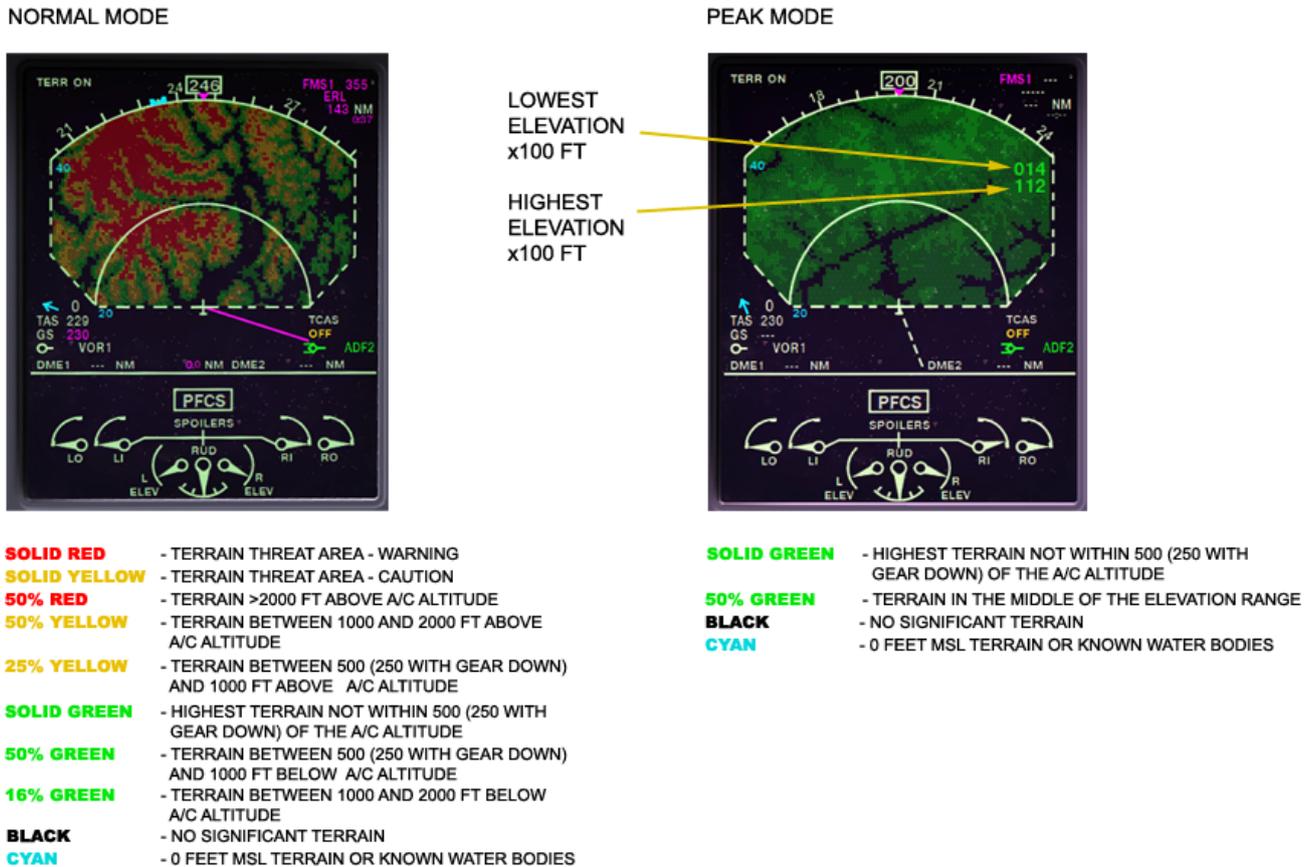


Figura 16.7.1.1. Representación detallada del terreno en el MFD

La presentación detallada del terreno se puede mostrar de 2 formas: estándar (Normal) y Estándar + Pico. La opción normal presenta todos los niveles de elevación en relación a la posición (altitud) del avión. La estándar + Pico, utiliza verdes de diferentes intensidades para indicar los niveles absolutos del terreno por debajo del avión, mostrando con dígitos la elevación más baja y más alta (lado derecho de la Figura 16.7.1.1)

16.7.2. Avisos del EGPWS

El EGPWS genera avisos sonoros y visuales basados en: la velocidad del avión, la altitud, la velocidad de ascenso, la configuración y la posición relativa a la elevación del terreno circundante.

La siguiente tabla resume las advertencias verbales generadas por el EGPWS

"SINK RATE"	La velocidad de descenso es excesiva para la configuración del avión. Corrija la velocidad de descenso.
"WHOOOP WHOOOP, PULL UP"	El piloto debe reducir la velocidad de descenso rápidamente para salir de la situación de peligro. Tire de la columna de control.
"TERRAIN TERRAIN", CAUTION, TERRAIN"	Aproximación a tierra más rápida de lo normal. Compruebe el nivel del terreno y prepárese para seguir avisos adicionales.
"DON'T SINK"	Se detecta un descenso anormal después del despegue. Corrija la velocidad vertical
"TOO LOW, GEAR"	La configuración del avión está incompleta; la envolvente de vuelo con el tren de aterrizaje replegado es anómala. Extienda el tren de aterrizaje.
"TOO LOW, TERRAIN"	La velocidad es demasiado alta o la altitud es demasiado baja para la configuración del avión.
"TOO LOW, FLAPS"	Se identifica la configuración de aterrizaje, pero la configuración de los flaps no coincide con el selector GPWS LANDING FLAPS. Ajuste los flaps o el selector (si está configurado erróneamente).
"GLIDESLOPE"	El avión está en aproximación final y por debajo de la senda de planeo. Ajuste la velocidad de descenso para volver a capturar la senda de planeo.
"BANK ANGLE"	Se detecta un alabeo excesivo.

“MINIMUMS, MINIMUMS”	Se ha alcanzado la altura de decisión preseleccionada (DH)
----------------------	--

Altitudes de aproximación: 2500, 1000, 500, +100 (100 por encima DH), 50,40,30,20,10	Las altitudes durante la aproximación solo se oirán si se ha seleccionado una altura de decisión (DH).
---	--

16.8. [Radar meteorológico \(WXR\)](#)

El radar meteorológico proporciona información meteorológica a los pilotos usando un haz de microondas que detecta tormentas eléctricas y lluvia.

Es importante entender que el radar meteorológico no detecta las nubes directamente, sino que predice las condiciones meteorológicas mediante la cantidad de microondas reflejadas por los elementos “acuosos”.

El radar meteorológico se controla desde el panel de control del radar meteorológico



Figura 16.8.1. Panel de control del radar meteorológico

La configuración del radar meteorológico se selecciona con el selector de la esquina superior izquierda. Estas configuraciones pueden ser las siguientes:

- | | |
|-------------|--|
| OFF | Sistema esta apagado |
| STBY | Sistema enciendo, pero no emite microondas. |
| TST | Comprobación del sistema de radar y la representación que crea en el MFD; en esta pantalla también se mostrará una imagen de prueba con diferentes sectores, representando distintas condiciones climáticas. |
| ON | Radar operativo y emitiendo microondas. |

El botón giratorio GAIN se usa en el modo GND MAP para atenuar los ecos del terreno. El botón giratorio TILT cambiará la inclinación de la antena para detectar las condiciones por encima o por debajo de la altitud del avión en ese momento.

La tecla Wx configura el radar a su estado por defecto, en el que no hay avisos automáticos. Si el radar detecta algún peligro, el área problemática aparecerá en el MFD en color magenta y parpadeará una vez por segundo.

La tecla WxA configura el radar para que controle automáticamente la meteorología; dará a los pilotos las alertas necesarias cuando la meteorología delante del avión se deteriore hasta un nivel predefinido. Las alertas se mostrarán en la parte superior izquierda del MFD.

La tecla GND MAP cambia la presentación de la meteorología por la del terreno.

Ha de tenerse en cuenta que puede darse alguna representación meteorológica aun cuando el radar está en el modo terrestre, o representaciones de terreno cuando está en el modo Wx (WxA). Es decir, que aunque el procesador WXR intentará filtrar la información no relevante para el modo seleccionado, podría haber resultados falsos, por lo que el piloto debe estar al tanto de esto.

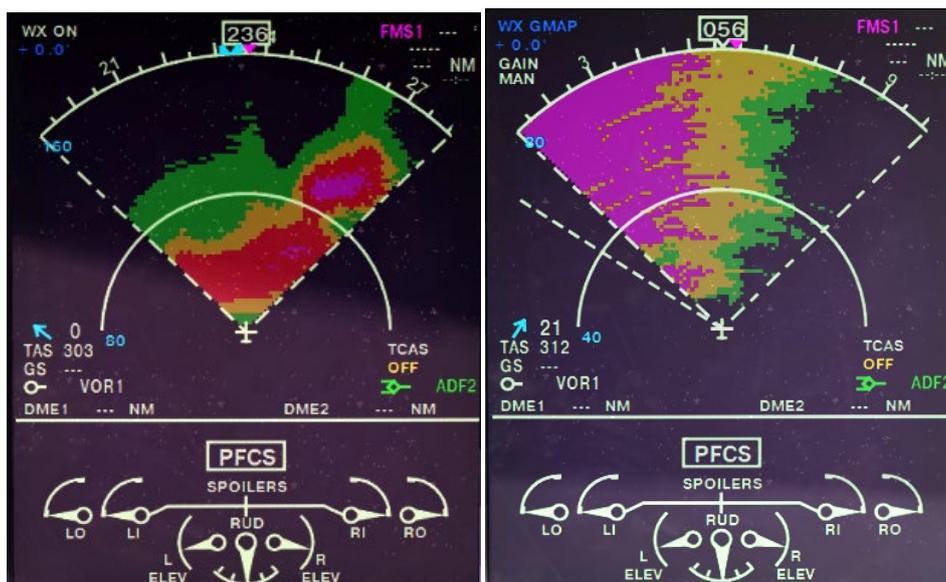


Figura 16.8.2. Representación de la meteorología y del terreno

Los colores con los que se representa el tiempo en el MFD significan lo siguiente:

- Magenta Las condiciones más intensas y severas.
- Rojo Tormentas eléctricas.
- Amarillo Zona de fuerte Lluvia.
- Verde Zona de Lluvia ligera.

El terreno se representa con los siguientes colores:

- Magenta El terreno más cercano al avión (el más alto)
- Amarillo Terreno de elevación intermedia.
- Verde El terreno más alejado del avión (más bajo)

Es responsabilidad de los pilotos interpretar los resultados mostrados por el radar, y considerarlos con de toda información meteorológica que tengan disponible.

16.9. [Sistema de gestión del vuelo \(FMS\)](#)

Este avión tiene dos sistemas para gestionar el vuelo (a los que nos referiremos en adelante como FMS). Cada uno consta de los siguientes componentes:

- Ordenador de gestión del vuelo
- Unidad de visualización multifuncional (MCDU)
- Receptor de GPS
- Módulo de interacción

Además de estos componentes, ambos ordenadores de gestión del vuelo utilizan datos de velocidad ofrecidos por un único Sistema de Referencia Inercial (IRS).

El diseño del sistema de gestión del vuelo que se ha simulado en el Majestic Dash8 está basado en el modelo FMS universal UNS1E, y ofrece las siguientes funciones:

- Navegación vertical y lateral
- Orientación situacional
- Planificación del vuelo y gestión de combustible
- Control del entorno (Anuncios, Música y Servicios de tierra)

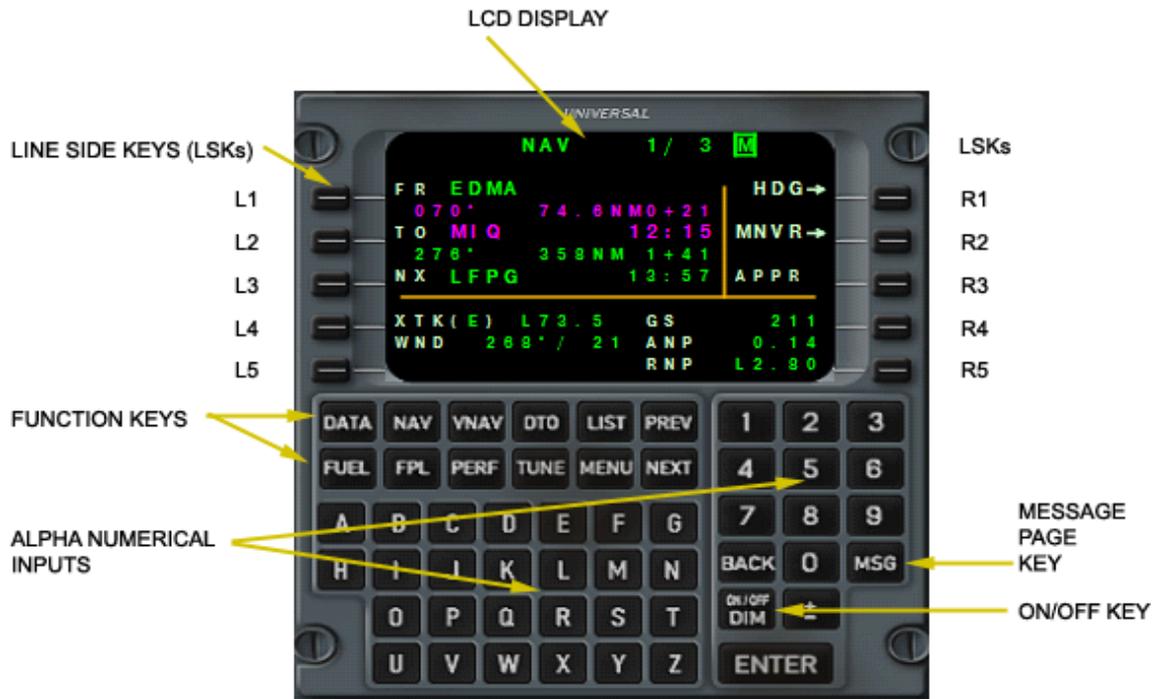


Figura 16.9.1. Pantalla de la MCDU (página NAV)

16.9.1. [Sensores y rendimiento navegacional](#)

El FMS está programado para operar bajo el concepto de Rendimiento Navegacional Requerido (RNP)

La navegación basada en RNP se define como aquella que, expresada en millas náuticas, representa el rendimiento mínimo de la navegación, o de otro modo, la precisión de la navegación requerida para cada una de las fases del vuelo.

Las fases de vuelo se definen como se recoge en la siguiente tabla:

Fase del vuelo	RNP	Tiempo para la alarma
Enroute	2.0 nm	27 sec
Terminal	1.0 nm	7 sec
Approach	0.3 nm	7 sec

Oceanic	6.0 nm	27 sec
---------	--------	--------

El rendimiento de navegación del FMS en un momento dado se denomina "rendimiento de navegación actual" o ANP.

Si el ANP para una determinada fase del vuelo excede el RNP, el piloto recibirá una alarma una vez haya transcurrido el "Tiempo de alarma" establecido para la fase del vuelo en la que se encuentre.

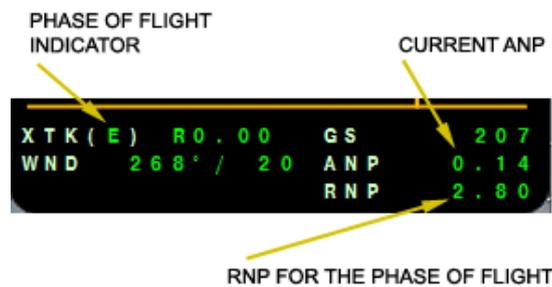


Figura 16.9.1.1. Información sobre el RNP y el ANP

El FMS informa de la Fase de Vuelo usando las siguientes letras (ver la Figura 16.9.1.1)

E: En ruta, T: Terminal, A: Aproximación, O: Oceánico

Para definir la posición del avión, el FMS utiliza datos proporcionados por diferentes sensores:

- Datos del GPS
- Datos VOR y DME
- Velocidades proporcionadas por el IRS

El FMS izquierdo usa el GPS1 y el derecho, el GPS2. Además, cada FMS también recibe los datos del lado opuesto para realizar comprobaciones.

El GPS monitoriza constantemente su propio funcionamiento mediante el sistema RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring). Este sistema excluye cualquier satélite con señales poco fiables. Un bajo rendimiento del GPS se reporta como el estado del RAIM, que está directamente relacionado con el ANP. El estado RAIM puede cambiar por la influencia del terreno o de factores climáticos. *UNICAMNETE PARA LA EDICIÓN TRAINING: el FMS puede estimar y mostrar a los pilotos el RAIM previsto para las distintas etapas del vuelo.

Los sensores se pueden monitorizar en la página DATA 2

	DATA	2 / 4		
← I R S 1	NAV		NAV	MODE
← G P S 1	NAV		ANP =	
← G P S 2	NAV		DME	0 . 3
			VOR	0 . 3

Figura 16.9.1.2. Información de los sensores

El sistema de referencia inercial (IRS) proporciona constantemente información sobre la velocidad del avión. El FMS, cuando no tiene otra fuente de navegación o el GPS funciona por debajo de los límites aceptables, lo utiliza para proporcionar navegación por estima.



Figura 16.9.1.3. Panel del IRS

El panel del Sistema de referencia inercial IRS está ubicado justo detrás de la ARCDU izquierda, en la consola central, y permite reiniciar manualmente del IRS tanto en vuelo como en tierra.

Manejo del IRS:

Por lo general, el IRS no se opera de forma manual. Sin embargo, si fuese necesario, el sistema se puede realinear tanto en tierra como en vuelo. Para ello el selector IRS se colocará en la posición OFF durante más de 5 segundos, y luego se volverá seleccionar la posición NAV.

El IRS tarda 30 segundos en realinearse si se hace en el aire y 10 minutos si se hace en tierra.

16.9.2. Navegación “Direct To” (directo a)

La manera más sencilla de usar el FMS es usando la función “direct To” (DTO).

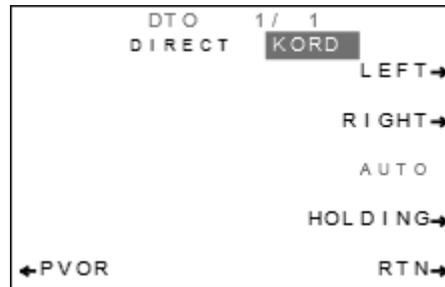


Figura 16.9.2.1. Página DTO (Direct TO/Directo a)

Para acceder a dicha función se pulsa la tecla DTO en la MCDU. El cursor (rectángulo blanco) aparecerá junto al texto DIRECT, posibilitando el introducir el waypoint deseado.

Si para dirigirse al waypoint elegido hay que girar hacia un lado en particular (por ejemplo, para seguir una instrucción ATC: GIRAR A LA IZQUIERDA/DERECHA HACIA XXXX), se presionará la tecla LSK adyacente a LEFT (izquierda) o RIGHT (derecha). El avión comenzará el giro hacia el waypoint en el momento que se confirme, asumiendo que el piloto automático esté conectado y el modo LNAV activo.

Si en el plan de vuelo hay más de un waypoint, estos se mostraran en la página DTO, pudiendo seleccionarse uno concreto mediante su número de referencia. En este caso, el avión se dirigirá hacia el waypoint seleccionado, y el waypoint siguiente (si lo hubiese) se considerará automáticamente como Siguiente (ver la [sección Plan de vuelo](#) para más detalles)

Hay otras dos situaciones en las que se puede utilizar Direct To: Direct To PVOR y Direct To HOLDING. Estas opciones se describirán con más detalle en la sección "Maniobras" ([Sección 16.9.8](#)).

16.9.3. Página NAV

Entender la página NAV es esencial para poder utilizar el resto de las funciones del FMS que se describen en las secciones siguientes.

NAV		1 / 3	M	MSG
FR	EDDM			HDG→
	327°	72.9NM0+16		
TO	MIQ		11:36	MNVR→
	269°	18.6NM0+04		
NX	WLD		11:40	APPR
<hr/>				
XTK(E)	R24.2	GS	262	
WND	357° / 0	ANP	0.14	
		RNP	R2.80	

Figura 16.9.3.1. Página NAV

La página NAV muestra lo que el FMS está haciendo en ese momento en lo que a navegación se refiere. La idea es que la función NAV del FMS, cuyos datos se muestran en esta página, pueda usar datos de otras áreas del FMS (como los de Flight Plan o Direct To), pero que, una vez los datos se han copiado en la función NAV, su uso ya no dependa del origen de los mismos. Por ejemplo, en la página representada en la figura 16.9.3.1, el FMS vuela un tramo Great Circle desde EDDM hasta el waypoint MIQ, y una vez que llegue al MIQ tomará del plan de vuelo el siguiente waypoint, llamado "WLD" (figura 16.9.3.2).

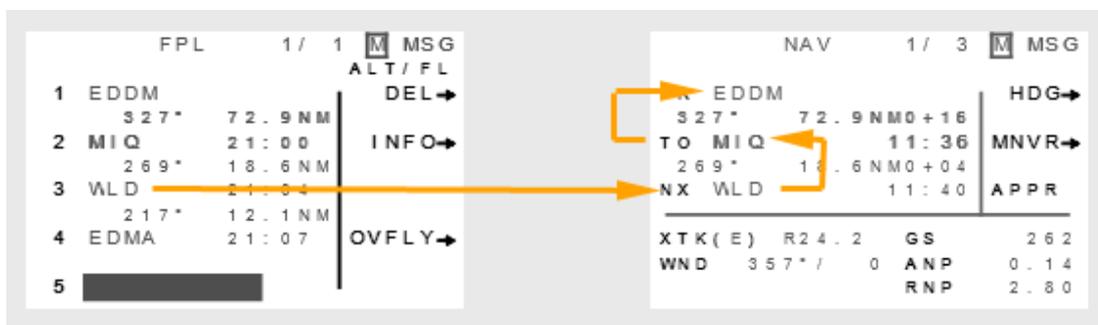


Figura 16.9.3.2. Flujo de datos entre las páginas Plan de Vuelo (FPL) y navegación (NAV)

Los waypoints FR y TO definen el tramo que el FMS vuela en este momento, y se pueden introducir:

- Tecleando directamente el nombre deseado y presionando <ENTER>, o
- seleccionando un tramo del plan de vuelo, escribiendo el número asignado al tramo.

Una vez que esos waypoints del plan de vuelo se copian, ya no estarán ligados a él. Por ejemplo, si un piloto borrara EDDM o MIQ del plan de vuelo, esos puntos permanecerán en la página NAV.

La entrada NX (next o siguiente) es el único vínculo entre el plan de vuelo y la función de navegación NAV. El waypoint que se muestra en NX es un enlace con el plan de vuelo y si desaparece de este, se borrará de la página NAV.

Sin embargo, una vez que la información in NX pasa a "TO", se convierte en una instancia independiente, y permanecerá allí (en "TO") independientemente de los cambios que se hagan en el plan de vuelo.

Es importante recordar que, una vez definidos los waypoints en FROM y TO, los cambios que se realicen en el plan de vuelo no afectarán a estas dos entradas. Para que el FMS vuele el nuevo plan de vuelo una vez se haya modificado, hay que presionar las LSK correspondientes a las entradas FROM y TO en la página NAV y seleccionar manualmente los waypoints apropiados del plan de vuelo ya modificado. Una vez que en la página NAV se definen los waypoints y se introduce el punto NX correcto, la navegación seguirá el nuevo plan de vuelo modificado.

Cuando la función NAV se queda sin waypoints, el tramo actual se extenderá y se generará el mensaje "CURRENT LEG EXTENDED" en la página de mensajes.

La página NAV también muestra el estado de la navegación mediante la siguiente información:

- **XTK** Cross Track Error, definido como la distancia más corta entre la ruta y la posición del avión.
- **E ó W** (aparece a derecha de XTK, entre paréntesis) Es el código relativo a la precisión de la navegación, donde E se refiere a la fase de ruta, T a la de terminal y A, a la aproximación.
- **WND:** Dirección del viento y su velocidad en nudos.
- **GS** Velocidad respecto al terreno (en nudos).
- **ANP** Actual Navigational Precision (precisión de navegación actual), en millas náuticas
- **RNP** Required Navigational Precision (precisión de navegación requerida), en millas náuticas

La página 2 presenta la siguiente información:

- **TAILWIND/HEADWIND** Velocidad del viento de cara o de cola expresada en nudos.
- **BRG** Dirección magnética hacia el waypoint "TO" (Nota del traductor: Dirección magnética entendida como el ángulo formado entre la el waypoint "TO" y el norte magnético,

medido desde la posición del avión. Indica el rumbo que debe seguirse para alcanzar dicho punto.

- **TKE** Track Error o desviación en grados respecto a la derrota o trayectoria real, entendida como la diferencia entre la dirección hacia el waypoint "TO" (ángulo entre dicho punto y el rumbo del avión) y la ruta al waypoint "TO" (L: izquierda o R: derecha).

La 3ª página NAV sirve para comprobar el estado de los sensores.

16.9.4. Plan de vuelo

La FMS tiene la capacidad de gestionar los planes de vuelo de diferentes formas.

FPL 1/ 1		M MSG	FPL 1/ 2		M
		ALT/ FL			ALT/ FL
1	EDDM	DEL →	1	EDDT	-----
	327° 72.9NM			CRS078°	
2	MIQ	INFO →	2	(600 FT)	↑ 600
	269° 18.6NM			DIRECT	
3	WLD		3	DT081	22:09 -----
	217° 12.1NM			←350° 5.0NM	
4	EDMA	OVFLY →	4	DT084	22:11 -----
	21:07			259° 10.7NM	
5			5	VADUX	22:13 -----

Figura 16.9.4.1. Plan de vuelo del FMS

A la función Plan de Vuelo del FMS se accede presionando el botón FPL de la MCDU. Las páginas principales del plan de vuelo permiten editarlo. Hay un gran número de presentaciones relacionadas, a las que se accede usando la función Menú del plan de vuelo. Estas otras presentaciones se describirán más adelante.

La siguiente información se muestra para los waypoints del plan de vuelo, siempre que esta esté disponible:

- Nombre del Waypoint (por ejemplo, EDDT)
- Ruta hacia el próximo waypoint (por ejemplo, CRS078° o simplemente 078°)
- Hora UTC estimada para sobrevolar el waypoint (por ejemplo 22:09)
- Distancia al waypoint (por ejemplo 5.0NM)
- Restricción de altura en pies o nivel de vuelo (por ejemplo ↑600 o FL120)

Una vez que el FMS está volando la ruta del plan de vuelo, el waypoint TO se mostrará en la página del FPL en magenta.

Modificar el plan de vuelo

El plan de vuelo se puede editar manualmente usando el cursor.

Para introducir un nuevo waypoint al final del plan de vuelo, el cursor se debe colocar después del último waypoint presionando la LSK correspondiente, entonces se puede escribir el nuevo waypoint. Una vez confirmado, este nuevo waypoint formará parte del plan de vuelo, y la ruta, distancia, y ETA aparecerán indicadas.

Si se desea introducir una restricción vertical para ese waypoint, se presiona el LSK del lado opuesto. Se introducirá o bien en pies (solo dígitos) o bien en forma de nivel de vuelo ("FL" +3 dígitos).

Para insertar un waypoint entre otros 2 ya existentes, el cursor se ha de colocar en el waypoint antes del cual se quiere insertar el nuevo waypoint y teclear su nombre.

Para hacer que el FMS suspenda el manejo de la navegación una vez se llega a una línea determinada del plan de vuelo, se puede utilizar un tipo especial de waypoint llamado "GAP". Para seleccionar e insertar el GAP se usa la lista de opciones que se describe en la [sección 16.9.6](#). Cuando se borra el waypoint "GAP" el FMS continuara manejando la navegación hacia el waypoint que seguía al "GAP".

Si se introduce el número "99" como nombre de un waypoint, se borrará el plan de vuelo.

Menú del Plan de Vuelo

FPL MENU 1 / 2		FPL MENU 2 / 2	
←COMPRESSED	STORE FPL→		INVERT FPL→
←CLEARANCE	XFILL FPL→	←WPT TO DEST	
←PPOS TO WPT	RAIM PRED→	←WPT DEFN	FLT LOG
←DEPART	ARRIVE→	←FPL WINDS	
←DELETE FPL	RETURN→	←APPR PLAN	RETURN→

Figura 16.9.4.2. Páginas del menú del Plan de Vuelo

Si se presiona la tecla "MENÚ" en la MCDU cuando esta tiene en pantalla el plan de vuelo (página FPL), aparecerá un menú de 2 páginas que incluyen las siguientes funciones:

- COMPRESSED muestra los waypoints de forma abreviada, un waypoint por línea.
- CLEARANCE muestra el plan de vuelo en el formato de autorización, incluyendo el nombre de los procedimientos estándar y de las rutas ATS (si están disponibles).
- PPOSTO WPT muestra la distancia más corta desde la posición actual del avión a los waypoints del plan de vuelo.
- DEPART muestra la página de los procedimientos estándar de salidas (SIDs). Para más información sobre esta función, ver más adelante la [sección de procedimientos](#).
- DELETE FPL borra todo el plan de vuelo. El LSK 5L ha de presionarse dos veces para que se produzca la eliminación.
- STORE FPL guardará el plan de vuelo actual en la memoria del FMS para poder volver a usarse en el futuro.
- XFILL FPL importa el plan de vuelo desde el FMS del lado opuesto (si hay uno disponible) a través del canal ARINC.
- RAIM PRED Sólo disponible en la edición de ENTRENAMIENTO. Abre la página GPS RAIM. Consulte la [sección de sensores](#) para obtener más información sobre esta función.
- ARRIVE abre la página de los procedimientos estándar de llegada y aproximación. Consulte la [sección de procedimientos](#) más para más información.
- RETURN Volver a la página principal del plan de vuelo.

* Téngase en cuenta que no es posible realizar entradas cuando el plan de vuelo se visualiza utilizando las funciones del Menú.

Navegación del Plan de Vuelo

Siempre que haya un plan de vuelo activo, al que se hace referencia desde la página NAV, el FMS buscará la mejor manera de llevar el avión a unirse a la ruta.

Las reglas generales que sigue el FMS son (Ver la Figura 16.9.4.3):

El FMS encuentra un segmento activo comprobando en qué lado de la "línea de terminación" se encuentra el avión. Si el avión se encuentra en el lado más allá del final del segmento (lado de terminación), el FMS usará el siguiente segmento y volverá a comprobar, y así sucesivamente hasta que encuentra la línea de terminación que estaría "por delante" del avión. El segmento detrás de esta línea de terminación se convertirá en el segmento activo. El objetivo detrás de una interceptación tan complicada es permitir que el FMS vuele el avión para interceptar correctamente al plan de vuelo desde cualquier ubicación inicial.

Las líneas de terminación se encuentran muy cerca del final de los segmentos. Esto facilita que la transición al siguiente segmento se haga por adelantado lo que posibilita interceptar el siguiente tramo de una forma suave.

* Téngase en cuenta que hay waypoints donde el procedimiento requiere que el avión sobrevuele el waypoint antes de proceder hacia el siguiente. En esos casos, el FMS colocará el terminador justo encima del waypoint y no antes de él. Esta particularidad se marca con el símbolo “*” detrás del nombre del waypoint, y también se puede configurar de forma manual seleccionando el tramo en el plan de vuelo y usando la opción “OVFLY->” en lado derecho.

La Figura 16.9.4.3. muestra un ejemplo de plan de vuelo con diferentes puntos de entrada y la ruta que seguirá el FMS para unirse al plan de vuelo.

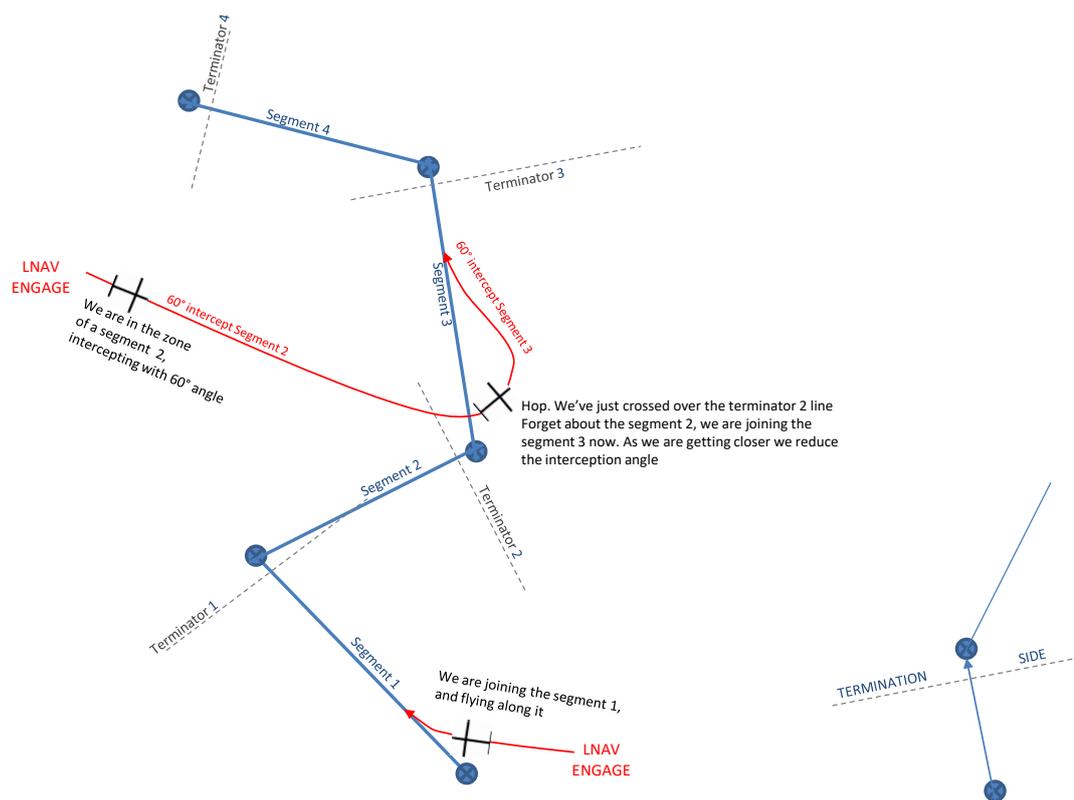


Figura 16.9.4.3. Navegación del FMS. De abajo a arriba:

N del T: Traducción del texto de la figura 16.9.4.3 de abajo a arriba:

- LNAV activo: Nos incorporamos al segmento 1 y lo volamos.

- *LNAV activo: Estamos en la zona del segmento 2, interceptando la ruta con un ángulo de 600.*
- *Hop! Acabamos de cruzar la línea de terminación del segmento 2, así que olvidemos dicho segmento y nos uniremos a la ruta en el segmento 3. Cuando nos vamos acercando a él, también iremos reduciendo el ángulo de interceptación.*

16.9.5. [Página FPL WIND](#)

El FMS permite introducir la predicción de vientos en ruta para afinar la precisión de los tiempos estimados en el plan de vuelo, así como la de las estimaciones de consumo de combustible.

FPL WIND		1 / 2
1	B IRK 2.5 NM	(M) 120T / 15
2	> (1000FT) 4.8 NM	---T/---
3	RK 9.4 NM	018T / 3
4	SA 27.9 NM	053T / 11
5	RH	(M) 170T / 37

Figura 16.9.5.1. Página FPL WIND del FMS

A la página FPL WINDS se accede desde la página 2 del FPL MENU, presionando el LSK correspondiente a la opción FPL WIND.

Los waypoints del plan de vuelo aparecerán en el lado izquierdo de la pantalla, y en el derecho, la opción para introducir los valores del viento. El viento se introduce presionando el LSK correspondiente y tecleando el rumbo verdadero en grados y la velocidad del viento en nudos. La letra (M) a la izquierda del valor del viento indica que la entrada ha sido realizada de forma manual por uno de los pilotos. Para borrar un determinado valor, se presiona el LSK correspondiente y la tecla BACK.

Siempre que sea posible, el FMS calculará el viento para las entradas en las que falte. Después del despegue, los datos de viento para el waypoint correspondiente a TO serán automáticamente reemplazados con los datos de viento calculados por la propia FMS.

El FMS usará los datos de viento, tanto los introducidos como los calculados, para estimar tiempos y datos de combustible en las páginas PERFORMANCE y FUEL.

16.9.6. Función LIST

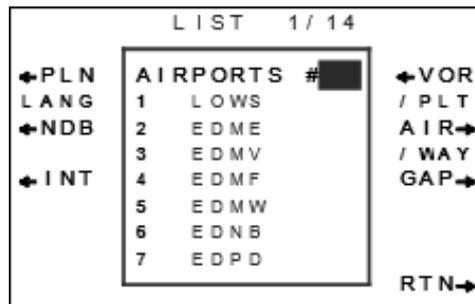


Figura 16.9.6.1 Pagina LIST

La página LIST se utiliza para seleccionar los waypoints de una serie de listas basadas en el tipo de waypoint (intersección, VOR, NDB, aerovía), y no solo permite seleccionar los waypoints normales, sino también segmentos de la vía aérea y el waypoint especial "GAP".

En la Figura 16.9.6.1 se muestra la página principal de la función LIST. La lista que aparece por defecto en la página principal es la de AEROPUERTOS. A continuación se incluyen otras listas disponibles:

- PLN LANG muestra la lista en pantalla completa, incluyendo el nombre completo del waypoint cuando este está disponible,
- NDB muestra la lista de los NDBs más cercanos,
- INT muestra la lista de las intersecciones más cercanas
- VOR/PLT muestra la lista de los VORs más cercanos,
- AIRWAY muestra la lista de las aerovías que pasan por el waypoint anterior a la posición del cursor. Si no existiese ese waypoint, esta opción no aparecerá,
- GAP introduce el waypoint "GAP" en el plan de vuelo. El FMS dejará de manejar la navegación una vez alcanzado el waypoint "GAP",
- RTN retrocede a la página anterior.

Téngase en cuenta que hay 2 páginas adicionales que permiten seleccionar una sección de la vía aérea para ser insertada en el plan de vuelo, mediante la selección del waypoint inicial y final del segmento dentro de la vía aérea.

16.9.7. Procedimientos

El FMS contiene una extensa base de datos de procedimientos, incluyendo:

- SIDs: Standard Instrumental Departures (Salidas instrumentales estándar)
- STARS: Standard Terminal Arrivals (Llegadas terminales estándar)
- IAPs: Instrumental Approaches (Aproximaciones instrumentales)

SIDs

Los procedimientos SID se pueden seleccionar a través del MENÚ FPL, seleccionando "DEPART".

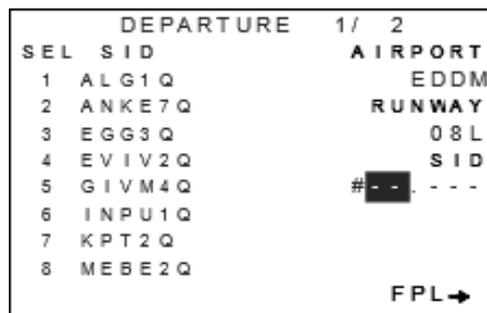


Figura 16.9.7.1. Página SID (Departure o salidas)

Si el primer waypoint del plan de vuelo es un aeropuerto, este aparecerá automáticamente en AIRPORT. Si no es el caso, se puede introducir de forma manual.

Una vez insertado el aeropuerto, aparecerá la lista de las pistas de aterrizaje del aeropuerto seleccionado. La pista se seleccionará escribiendo su número secuencial. Después de esto, el cursor se moverá a la opción SID

La opción SID tiene 2 partes separadas por un punto: SID.TRANSITION. El FMS le pedirá al piloto que primero seleccione de la lista el SID deseado. Si este contiene transiciones, aparecerán listadas aparte y el cursor se moverá al otro lado del punto. Sin embargo, si el SID no tiene transiciones, el punto y la parte a su derecha desaparecerán.

Para incorporar el SID (SID.TRANSITION) seleccionado al plan de vuelo, se presionará ENTER o se seleccionará LSK 5R. El waypoint * NO LINK* aparecerá

al final del SID, indicando al piloto la necesidad de que revise manualmente como el procedimiento estándar se unirá al resto del plan de vuelo.

Una vez que haya unido correctamente el SID al plan de vuelo, se debería revisar la página NAV y asegurarse de que el aeropuerto esté seleccionado en PREV y el primer waypoint del SID aparece en el TO.

Téngase en cuenta que cuando el tramo hacia el primer waypoint del SID seleccionado es un "rumbo a" (course To), el FMS usará la localización de la pista y no la del aeropuerto, como referencia para mantener el rumbo.

STARs/IAPs

STARs e IAPs se seleccionan ambos en la misma página, a la que se llega seleccionando "ARRIVE" en la página FPL MENU.

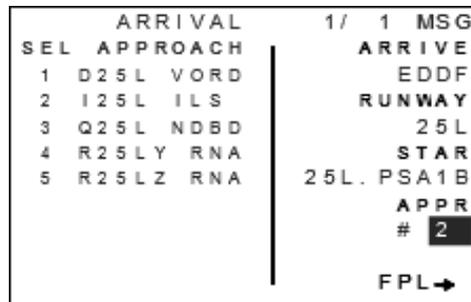


Figura 16.9.7.2. Página STAR e IAP (Arrival o Llegadas)

El proceso de selección es similar al descrito para los SIDs. ARRIVE se completará automáticamente con el aeropuerto de destino si este es el último waypoint del plan de vuelo; de lo contrario, este campo debe completarse manualmente.

Una vez seleccionada la pista, el cursor se moverá a STAR, que se muestra como TRANSICIÓN.STAR. El cursor aparecerá primero en la parte STAR, y si existe alguna TRANSICIÓN para la STAR seleccionada, esta se insertará delante del punto; de lo contrario, el punto se eliminará por completo y el cursor se moverá al campo APPR.

Si no se desea utilizar un procedimiento STAR, el cursor se puede mover manualmente al campo APPR, de forma que no se incorporara ningún STAR al plan de vuelo.

Las aproximaciones, al igual que un STAR o un SID, pueden tener una transición, que se también se separará del nombre de la aproximación con un punto.

Para insertar en el plan de vuelo el STAR o APPR seleccionado en esta página, se presionara la tecla FPL o la tecla ENTER.

* Ha de tenerse en cuenta que los procedimientos seleccionados en esta página anularán cualquier procedimiento previamente seleccionado. Como el STAR y el IAP se seleccionan simultáneamente, el FMS borrará del plan de vuelo todos los STAR e IAP anteriores antes de agregar los nuevos.

Después de que se hayan introducido los procedimientos estándar, las siguientes discontinuidades se agregarán automáticamente, indicándole al piloto que debe asegurar la integridad del plan de vuelo de forma manual:

STAR	IAP
NO LINK	*NO LINK*
IAP (transition)	MISSED APPROACH
NO LINK	*NO LINK*
	ARRIVAL AIRPORT

El procedimiento habitual es borrar el *NO LINK* delante del STAR asegurando que este se une correctamente al plan de vuelo; pero se suele dejar el *NO LINK* previo al primer waypoint de la aproximación (IAP), hasta que se reciba la autorización ATC para la aproximación.

* Téngase en cuenta que el FMS borrará automáticamente el espacio frente a la aproximación frustrada si el piloto selecciona MISSED APPROACH en la página NAV, o presiona el botón TO/GA en las palancas de potencia mientras hay una aproximación activa. Ahora bien, no todas las aproximaciones contienen una sección de aproximación frustrada (MISSED APPROACH).

Volando la aproximación

Cuando se selecciona una aproximación en el FMS, y si el avión está a menos de 50 nm de dicha aproximación, el FMS mostrará en la página NAV un mensaje (ARM) para que el piloto active la aproximación. Si la aproximación es ILS o VOR, se mostrará TUNE APPROACH antes que ARM APPROACH. Hay que asegurarse de que la ARCDU está en el modo FMS y de que se presiona el LSK "TUNE APPROACH". La frecuencia de la aproximación se sintonizará automáticamente y el FMS mostrará "ARM APPROACH".

Cuando la aproximación está seleccionada, se puede activar de las siguientes formas:

- Automáticamente, durante la transición al primer FIX de la aproximación, siempre que el piloto haya eliminado la discontinuidad antes del FAF.
- Manualmente, presionando el LSK correspondiente a "ACT APPROACH"

En el caso de la activación automática, el FMS usará un rumbo para interceptar el rumbo de aproximación final, que forme un ángulo de 60 grados.

En el caso de activación manual, se suspenderá el seguimiento del plan de vuelo y el FMS entrará en modo rumbo (modo FHDG), instando al piloto a que introduzca el rumbo para interceptar la aproximación (se requiere cambiar manualmente a la página NAV). El rumbo que se muestra por defecto será el rumbo actual del avión. Cuando el FMS detecta que el avión está en el curso de intercepción adecuado al tramo de aproximación final, aparecerá el mensaje INTERCEPT en la página NAV. Presionando el LSK INTERCEPT, se posibilita que el FMS cambie automáticamente al modo de aproximación cuando el avión se acerque al rumbo de aproximación.

Tipos de aproximación:

El FMS volará como RNAV los siguientes tipos de aproximación:

- Aproximación RNAV
- Aproximación NDB
- Aproximación NDB-DME
- Aproximación VOR
- Aproximación VOR-DME

El FMS utilizará los datos de las ayudas a la navegación para las siguientes aproximaciones:

- Aproximación LOC: todos los tipos
- Aproximación ILS: todos los tipos

Aproximaciones RNP disponibles:

NAV APPR 1 / 4			
EDDN	ILS 10	INUE	111.30
FR	VENUB		HDG→
097°	9.6NM	-3.40°	
TO	RW10*	1022FT	MNVR→
			MISD
			APPR→
NX			
XTK(A)	R0.10	GS	230
WND	103° / 3	ANP	0.14
VDEV	405	RNP	0.50

Figura 16.9.7.3. Página NAV de aproximación

El FMS puede volar la aproximación RNAV disponible para RNP, siempre que se den las siguientes condiciones:

- El IRS está en modo NAV
- El piloto introduce manualmente el valor RNP de la aproximación en la página NAV, antes o poco después de la activación de la aproximación.
- El valor del ANP actual está por debajo del RNP introducido.

Si el ANP excede el RNP en cualquier momento durante la aproximación, el anuncio GPS INTEG se mostrará en el PFD y se invalidará el modo de aproximación.

Siempre que el FMS vuela la aproximación y el modo aproximación está activo, el formato habitual de la página NAV cambia para reflejar los datos de aproximación (Ver figura 16.9.7.3):

La línea superior muestra el aeropuerto de destino (EDDN), el indicador de la aproximación (ILS 10), la identificación y la frecuencia del ILS (INUE 111.30).

FR es el FIX de aproximación inicial (IAF), y TO es siempre el FIX de la aproximación final (FAF).

Cuando los datos VNAV de la aproximación están disponibles (consulte la sección de aproximaciones VNAV, [sección VNAV](#)), el ángulo de trayectoria y la VDEV también se mostrarán (-3.4 °), (VDEV 405) respectivamente. La desviación vertical se expresa en pies y el ángulo de aproximación en grados.

Aproximación frustrada

Siempre que el FMS esté en el modo de aproximación y la información de aproximación frustrada esté disponible, en la página NAV aparecerá el mensaje "MISD APPR->". Al presionar el LSK correspondiente o el botón TO/GA en las palancas de potencia, en cualquier momento de la aproximación, el FMS obviará el procedimiento de aproximación, ignorará el "NO LINK" al final de la aproximación (si hay uno), y comenzará a volar el procedimiento de aproximación frustrada. Si se utilizó VNAV para la aproximación, se desactivará inmediatamente y volverá al modo PITCH. El RNP se establecerá automáticamente en T (Terminal).

Aproximaciones 3D

El FMS es capaz de volar aproximaciones 3D; consulte la [sección VNAV](#) para obtener más información sobre esta función.

16.9.8. [Maniobras](#)

Esta versión del FMS realiza 3 tipos de maniobras



Figura 16.9.8.1 Pagina de maniobras (MANEUVER)

Modo Rumbo (HDG)

El modo rumbo, también llamado FHDG (FMS Heading) se puede utilizar para obligar al avión a volar un rumbo en particular, sin tener que desactivar el modo LNAV del piloto automático.

Al seleccionar el indicador HDG->, se abrirá la página NAV del FMS que mostrará, a la izquierda, una parte de la página NAV1/3, y a la derecha, la información del modo de rumbo y sus opciones para la introducción de los distintos tipos de datos:

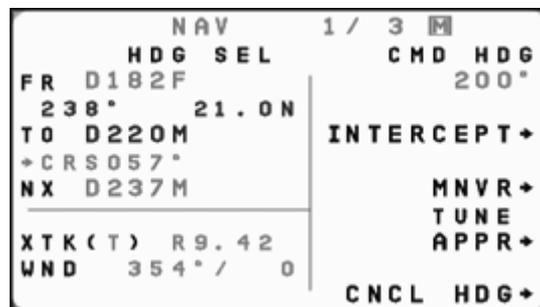


Figura 16.9.8.2 Subpágina de rumbo

Cuando el encabezado de la subpágina se visualiza por primera vez, el cursor aparecerá en la opción Rumbo (CMD HDG). Al introducir un valor en esta opción, y confirmarla con la tecla "ENTER", el FMS cambiará al modo "FHDG" y el avión girará hacia el rumbo introducido (siempre que el piloto automático tenga el modo LNAV activo); el PFD mostrará entonces el mensaje "LNAV HDG SEL".

Se ha de tener en cuenta que es posible especificar la dirección del giro hacia el rumbo deseado. Se hace presionando la tecla +/- del FMS cuando el cursor se coloca sobre la opción rumbo (CMD HDG).

Si el FMS tuviese un tramo NAV activo, e interpreta que el rumbo seleccionado intercepta ese tramo, se mostrará la opción "INTERCEPT->" debajo del campo de rumbo; si se selecciona, el FMS mostrara la palabra "INTERCEPT" en la parte superior izquierda de la página, y el mensaje LNAV HDG INT aparecerá en el PFD. (Ver figura 16.9.8.3)



Figura 16.9.8.3. Modo rumbo con INTERCEPT

Una vez se intercepta el tramo NAV activo, el FMS cancelará el modo FHDG automáticamente y volverá a la navegación normal del tramo NAV.

Téngase en cuenta que la opción FHDG/Intercept también se activará si se activa de forma manual un modo de aproximación mediante la opción "ACT APPR->", lo que permite al piloto interceptar el rumbo de aproximación final desde una posición arbitraria del avión.

Modo PVOR

Hay disponible un modo especial P(seudo) VOR cuando se requiere una navegación similar a VOR mientras se usa como referencia un waypoint que no es un VOR o una intersección.

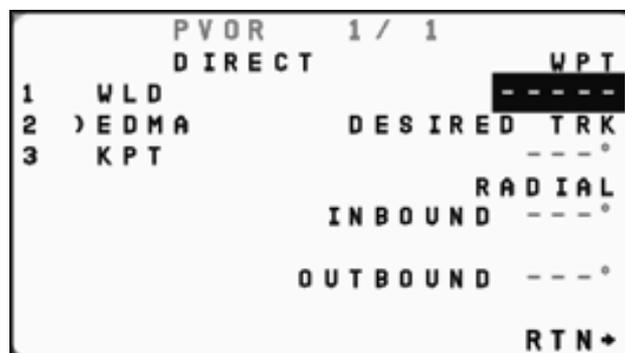
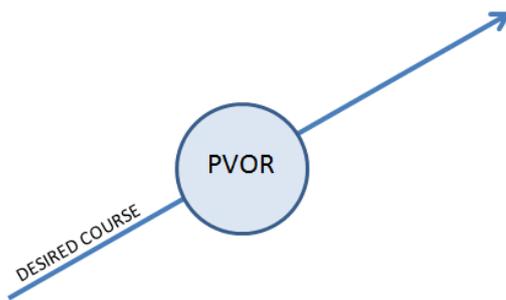


Figura 16.9.8.4. Página PVOR

A esta página se accede desde la página de maniobras (MANEUVER), seleccionando el indicador PVOR->. En ella se puede introducir un waypoint (WPT) como referencia para la navegación PVOR, que puede estar incluido en el plan de vuelo, o bien ser cualquier otro waypoint.

DESIRED COURSE NAVIGATION



RADIAL NAVIGATION

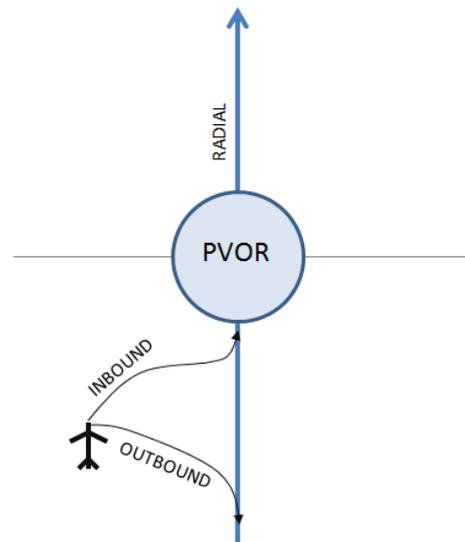


Figura 16.9.8.5. Ilustración de la navegación PVOR (Ruta y radial)

PVOR se puede navegar como una ruta o como un radial entrante (inbound) o saliente (outbound). La navegación es similar a la de la navegación VOR convencional, excepto que el avión aún puede volar en el modo LNAV.



Figura 16.9.8.6. Ilustración de cómo opera PVOR

Una vez el modo PVOR se haya activado seleccionando “ACEPTAR->” en la página PVOR, el radial PVOR deseado o un curso se mostrará en la pantalla ND como una línea discontinua de color magenta.

Téngase en cuenta que el modo PVOR no se termina automáticamente, sino que debe cancelarse en la página MANEUVER seleccionando la opción “CNCL PVOR->”.

Modo Cross Track (SXTK)

El modo Cross Track permite al FMS volar el avión en paralelo al plan de vuelo activo.



Figura 16.9.8.7. Ilustración del modo SXTK

Al seleccionar la opción SXTK-> en la página MNVR, la pantalla del FMS mostrará la página NAV 1/3 con el cursor sobre el campo SXTK. Al introducir la distancia de separación deseada respecto al plan de vuelo, el FMS volará el avión en un rumbo paralelo.

Además, un indicador XTK será visible en la parte inferior derecha del PFD para recordarle al piloto que el FMS está volando en modo Cross Track.

Ha de tenerse en cuenta que el modo XTK solo puede usar tramos del plan de vuelo regular (de waypoint a waypoint). Este modo debe cancelarse antes de la transición a un procedimiento estándar SID/STAR o uno de aproximación.

16.9.9. Función VNAV (navegación vertical)

La función de navegación vertical permite al FMS navegar en 3 dimensiones gestionando perfiles de vuelo laterales y verticales. La información vertical se toma del plan de vuelo, pero puede ser modificada por el piloto.

La tripulación utilizará los waypoints del plan de vuelo para definir el perfil vertical. Cuando un waypoint se especifica como waypoint vertical, VNAV utilizará la restricción de altitud existente para ese waypoint, y si no la hay, la altitud deberá introducirse de forma manual, ya sea directamente en la página del el Plan de Vuelo (FLP) o en la VNAV. Cuando se introduce la altitud, la función VNAV calculará la ruta vertical a ese waypoint en base a la velocidad vertical introducida por el piloto. Todos los waypoints del plan de vuelo posteriores se importarán al plan de vuelo vertical como waypoints verticales. Si hubiese alguna restricción de altitud para alguno de esos waypoints, también se importarán del plan de vuelo; de lo contrario, la altitud se completará automáticamente basándose en waypoints anteriores que sí tenían restricciones. También es posible especificar a que distancia de un waypoint (en millas náuticas) se quiere interceptar la altitud objetivo, tanto si es antes como después del waypoint.

La función FMS VNAV se programa especificando waypoints laterales existentes como waypoints verticales. Hay 2 formas de utilizar la función FMS VNAV.

1. VNAV TO

Es la manera más sencilla cuando se necesita usar VNAV de forma inmediata. Para poder usarla, es condición indispensable que el waypoint exista en el plan de vuelo y tenga una restricción de altitud. De lo contrario, antes de activar VNAV TO para un waypoint concreto, se debe introducir la altitud manualmente en la página del plan de vuelo.

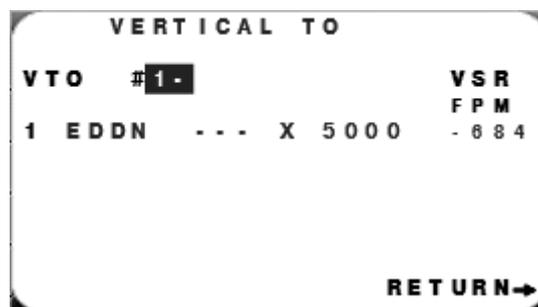


Figura 16.9.9.1. Página Vertical To

Para activar VNAV TO, presionar la tecla VNAV y luego el LSK "VTO". Introducir el número secuencial del waypoint deseado, y presionar ENTER. Siempre que el FMS sea la fuente NAV activa y LNAV sea el modo seleccionado, la función VNAV se activará y proporcionará una ruta vertical directa al waypoint. Presione

VNAV en el panel AFCS para activar este modo. Después de pasar el waypoint Vertical TO, VNAV intentará proporcionar una ruta vertical para el resto del plan de vuelo.

2. VNAV en ruta

La función VNAV en ruta es la función principal de VNAV. Está diseñada para posponer el descenso hasta que el avión llegue a un punto tal que, al descender desde él hacia un waypoint programado, la velocidad vertical sea la predefinida. A ese punto de inicio de descenso se le denomina comúnmente "TOP OF DESCEND" o "T.O.D.".

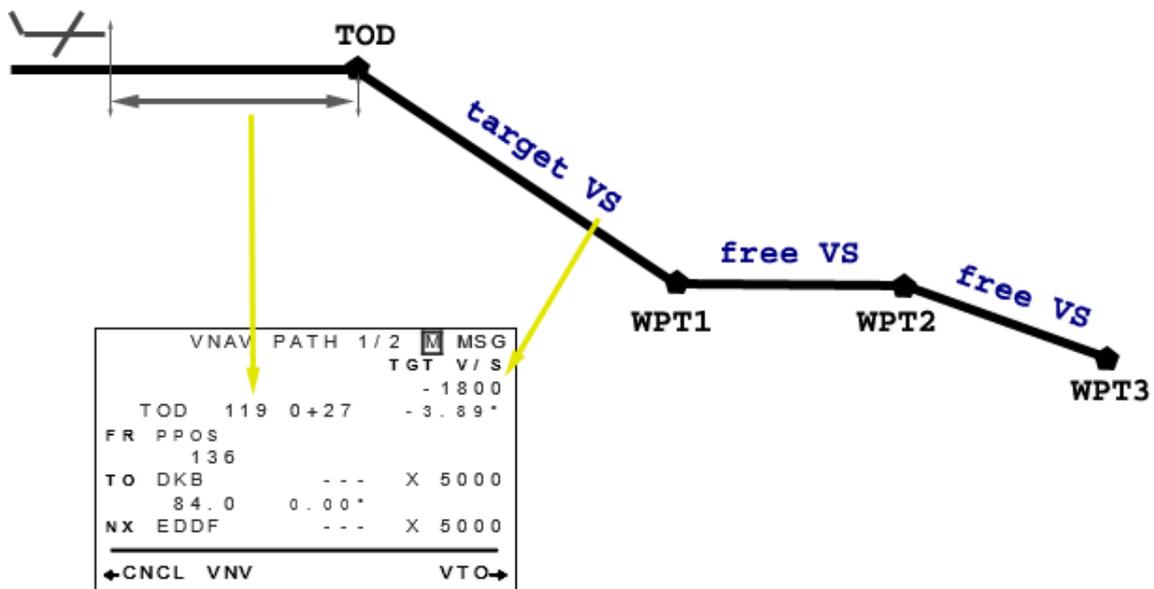


Figura 16.9.9.2. Descenso en ruta

Para activar el descenso en ruta hay que usar la tecla VNAV; en la posición TO se introduce el número secuencial del waypoint que se desee. Luego se introduce la distancia de desviación (si es necesario), o se presiona ENTER. El cursor avanzará al campo de altitud; presionar ENTER si una altitud está ya introducida proveniente del plan de vuelo y es adecuada; de lo contrario, introducir una altitud diferente y presionar ENTER. El cursor avanzará entonces hasta TGT V/S. Introducir la velocidad vertical de descenso deseada y presionar ENTER. Siempre que los parámetros sean adecuados para la posición y velocidad del avión en ese momento, VNAV en ruta se activará y se pondrá en espera.

Al llegar a 2 minutos (tiempo de vuelo) del Top Of Descend, como se muestra en la página VNAV PATH, el puntero VNAV aparecerá en el PFD. Hay entonces que armar el modo AFCS VNAV presionando la tecla VNAV en el panel AFCS. Poco

antes de llegar al TOD, tanto el puntero VNAV como el modo VNAV del AFCS se activarán. El avión descenderá según el perfil vertical definido por VNAV mientras exista información vertical en el plan de vuelo, o se pueda calcular a partir de él.

Aproximación VNAV

VNAV dispone de una función especial que le permitir volar las aproximaciones en modo acoplado, es decir, que el FMS puede combinar toda la información de navegación disponible (IRS/GPS e ILS), para generar y volar automáticamente la senda de planeo de la aproximación.

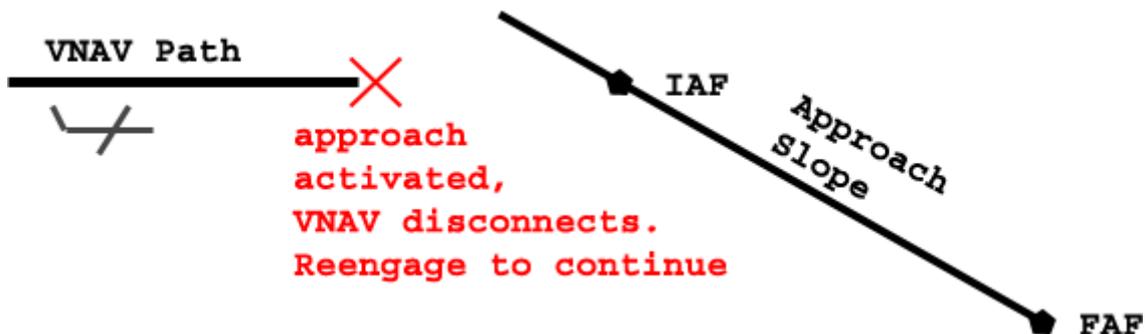


Figura 16.9.9.3. Aproximación VNAV

Cuando la aproximación se activa correctamente, y VNAV estaba activo en ese momento, el modo de aproximación VNAV se activará automáticamente. Antes de activar el modo VNAV, se producirá una desconexión y el AFCS volverá al modo PITCH. Si la tripulación decide utilizar la aproximación VNAV para volar la senda de planeo, el VNAV se puede volver a activar, después de lo cual será interceptado por el AFCS.

Activando la aproximación frustrada se cancelará la aproximación VNAV con una desconexión (ya que VNAV no puede ordenar un ascenso al AFCS).

Limitaciones del VNAV

Para usar la función VNAV de forma segura, es necesario conocer sus numerosas limitaciones. Las más importantes son:

- VNAV solo puede volar tramos con terminadores claramente definidos. Tramos del tipo “rumbo a altitud”, “rumbo a interceptar” o “rumbo a distancia DME” no son tramos válidos. Para algunos de ellos sin embargo, la función VNAV seguirá proporcionando guía vertical en forma de velocidad vertical sugerida y el ángulo de trayectoria, que se mostrara en la página VNAV, pero no se enviarán instrucciones al AFCS hasta que el FMS llegue a un tramo compatible, en cuyo caso se restablecerán las indicaciones al AFCS.
- Téngase en cuenta que siempre que el VNAV se desactive, cualquiera que sea motivo, el AFCS entrará en el modo cabeceo (PITCH). Si VNAV

restablece el control del AFCS, la tripulación tiene que reactivar el VNAV de forma manual.

- Debido a que el avión no tiene controlador automático de potencia (autothrottle), los cambios en la velocidad vertical deberán ser monitorizados por los pilotos, que deberán ajustar la potencia para mantener la velocidad deseada. De no hacerlo, el avión podría volar peligrosamente lento o rápido.
- VNAV no puede ascender el avión, por tanto, si surge un perfil de altitud que necesita un ascenso, el VNAV se desconectará y no permitirá que se reinicie hasta que desaparezca dicha necesidad.

16.9.10. Paginas ETP/PNR (solo en las ediciones PRO/TRAINING)

ETP o Equal Time Point es un punto a lo largo del plan de vuelo, desde el cual, volar hasta el destino llevará tanto como volar al punto de partida, considerando las condiciones de viento en ese momento.

PNR o Punto de No Retorno, es el punto en el plan de vuelo, a partir del cual el avión ya no puede regresar al punto de partida considerando las condiciones de viento en ese momento.

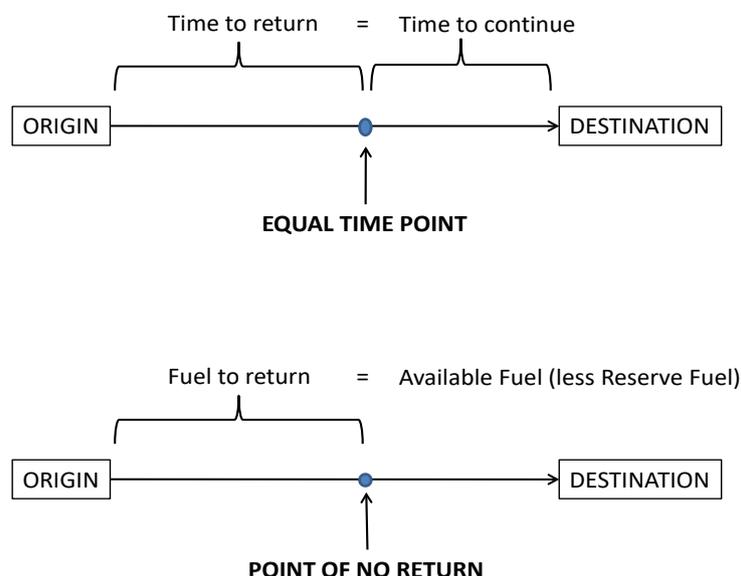


Figura 16.9.10.1. Equal Time Point y Punto de No Retorno

A las páginas ETP y PNR se accede a través de la página PERFORMANCE, presionando el botón MENÚ y la LSK junto al indicador ETP/PNR.

A continuación, describiremos las 4 páginas de la función ETP/PNR.

ETP/PNR 1/4 M			
	DTO	DTO	FUEL
	TIME	DIST	OVHD
		MM	LBS
ARPT1			
BIRK	0+00	3	-----
ARPT2			
EGLC	4+03	1019	-----
ARPT3			
EGKK	4+06	1032	-----
ARPT4			
----	--+-	-----	-----

Figura 16.9.10.2. Página 1 del ETP/PNR

En la primera página ETP/PNR se pueden introducir hasta 4 aeropuertos que posteriormente podrán seleccionarse para calcular el ETP/PNR. La página indicará el ETE (Estimated Time Enroute o tiempo estimado en ruta) en el modo “Directo a” (DTO TIME), “Distancia directa” (DTO DIST) y combustible extra (FUEL OVHD) si la información sobre el combustible fue previamente introducida en la página FUEL.

ETP/PNR 2/4 M	
	NORMAL
COAST OUT	WINDS OUT
BIRK	(M) 240T/015
COAST IN	WINDS IN
EGLC	(M) 280T/035
FPL WINDS	(LBS/HR) FF
180T/000	1759
FOB (LBS)	TAS
9998	281

Figura 16.9.10.3. Página 2 del ETP/PNR

En la segunda página se introducen 2 aeropuertos, uno como origen y el otro como destino, así como los vientos en altitud para ambos. El FMS rellena automáticamente FPL WINDS con los datos de viento Ambiental (N del T: temperatura atmosférica, presión y condiciones del viento en el aeropuerto durante un periodo de 15 minutos antes del despegue o aterrizaje), lo que permite una mejor estimación del ETP/PNR al aproximarse a dichos puntos. Si no hay información de viento ambiental, la tripulación puede introducir manualmente la dirección y velocidad del viento, en cuyo caso una letra (M) aparecerá a la derecha de la información sobre el viento. **Téngase en cuenta que la página ETP/PNR no utiliza ni el plan de vuelo del FMS ni los datos de viento incluidos en el plan de vuelo.**

ETP/PNR 3/4 M		
ENG OUT	PRESSURE LOSS	
BIRK	WINDS	BIRK
240T/015 (M)	(M)	240T/015
EGLC	WINDS	EGLC
270T/035 (M)	(M)	270T/035
FF (LBS/HR)	(LBS/HR)	FF
3075		3075
TAS		TAS
279		279

Figura 16.9.10.4. Página 3 del ETP/PNR

La página 3 del ETP/PNR es solo de lectura y muestra la capacidad del avión para llegar al destino en los casos de despresurización o pérdida de un motor. Para estos cálculos se usa la información del viento de la página 2 y se basan en un triángulo de viento.

ETP/PNR 4/4 M			
ETP/PNR TYPE			
NORMAL			
			DTO
			FUEL OVHD
COAST OUT	BIRK		9964LBS
COAST IN	EGLC		-975LBS
	DTG	ETE	ETA
ETP	NM	1+42	14:15
PNR	NM	1+34	14:06

Figura 16.9.10.5. Página 4 del ETP/PNR

La página 4 contiene los datos ETP/PNR actuales, indicando el escenario para el que están calculados. Presionando LSK1 se visualizarán los diferentes escenarios: NORMAL, MOTOR FUERA y PÉRDIDA DE PRESIÓN. También se mostrará el combustible extra necesario, así como el ETE de llegada a los puntos ETP y PNR, y las horas de llegada.

16.9.11. [DEFINE WPT \(solo para edición PRO/TRAINING\)](#)

En las ediciones PRO y superiores del Q400, existe la posibilidad de agregar nuevos waypoints a la base de datos del FMS.

Crear un nuevo waypoint

Para crear un nuevo waypoint, introduzca en la página FPL el nombre de 5 caracteres con el que se denominará ese waypoint de forma única. La página DEFINE WPT aparecerá en el FMS.

```

      DEFINE WPT
REF WPT      WPT
-----      SNN02
N  --  --  --
W  --  --  --  N  --  --  --
RADIAL/DIST  W  --  --  --
-----/-----  GPS POS
WPT /RADIAL   FMS1 POS
-----/-----
      RETURN+
  
```

Figura 16.9.11.1. Página DEFINE WPT

Esta página permite al piloto definir un waypoint usando uno de los siguientes métodos:

1. Introducción directa de las coordenadas (lat/lon). Se presiona el LSK7 y se introducen las coordenadas deseadas. Alternativamente, la posición actual contenida en el FMS se puede seleccionar presionando LSK8 o LSK9; luego se pulsa ENTER y se termina de crear el nuevo waypoint.
2. Usando el radial y la distancia a un FIX. Se introduce un FIX conocido en el campo REF WPT o se usa LSK2 para introducir sus coordenadas. Luego se introduce un radial y una distancia (4 dígitos cada uno) siguiendo las indicaciones del FMS. Si es necesario, verifique las coordenadas resultantes como se muestra en el lado derecho de la pantalla. Presione ENTER.
3. Intersección de 2 radiales. Introduzca el primer punto de referencia en REF WPT, o use LSK2 para introducir sus coordenadas, introduzca a continuación el primer radial según se lo indique el FMS. Luego, presionando LSK4 introduzca el segundo waypoint de referencia y el segundo radial; presione ENTER. Si es necesario, verifique las coordenadas resultantes como se muestra en el lado derecho de la pantalla. Presione ENTER.

Modificar un waypoint nuevo

Entrar en la página DATA del FMS, seleccionar <-PILOT DATA, y después seleccionar WAYPOINT.

La página PILOT WPTS mostrara una lista de todos los waypoints creados por el piloto. Seleccione el número secuencial del waypoint deseado o su nombre y presione ENTER. Aparecerá entonces la pantalla de información de ese waypoint con las indicaciones para DELETE, MODIFY o RETURN (borrar, modificar o volver atrás). Pulse BORRAR para eliminar el waypoint de la base de datos, MODIFICAR para cambiar sus parámetros o RETURN para seleccionar y poder modificar otro waypoint.

Nota: como los waypoints creados por el piloto se guardan en la memoria EPROM del FMS, donde se crearon originalmente, el FMS del otro lado no tendrá acceso a estos puntos de ruta. Téngase también en cuenta que es posible traspasar un plan de vuelo con waypoints creados por el piloto de un FMS a otro,

ya que los waypoints introducidos en el plan de vuelo se almacenan en él independientemente de la base de datos (no se sustenta en la base de datos), sin embargo, no se mostrará información adicional para dichos puntos de ruta tales como puntos de referencia, distancia o radiales.

16.9.12. Indicaciones del FMS en el MFD y PFD.

Además de la información suministrada por una fuente de navegación, como puede ser la ruta, la distancia o la dirección, el FMS muestra una gran cantidad de información adicional a los pilotos.

Indicaciones en el PFD

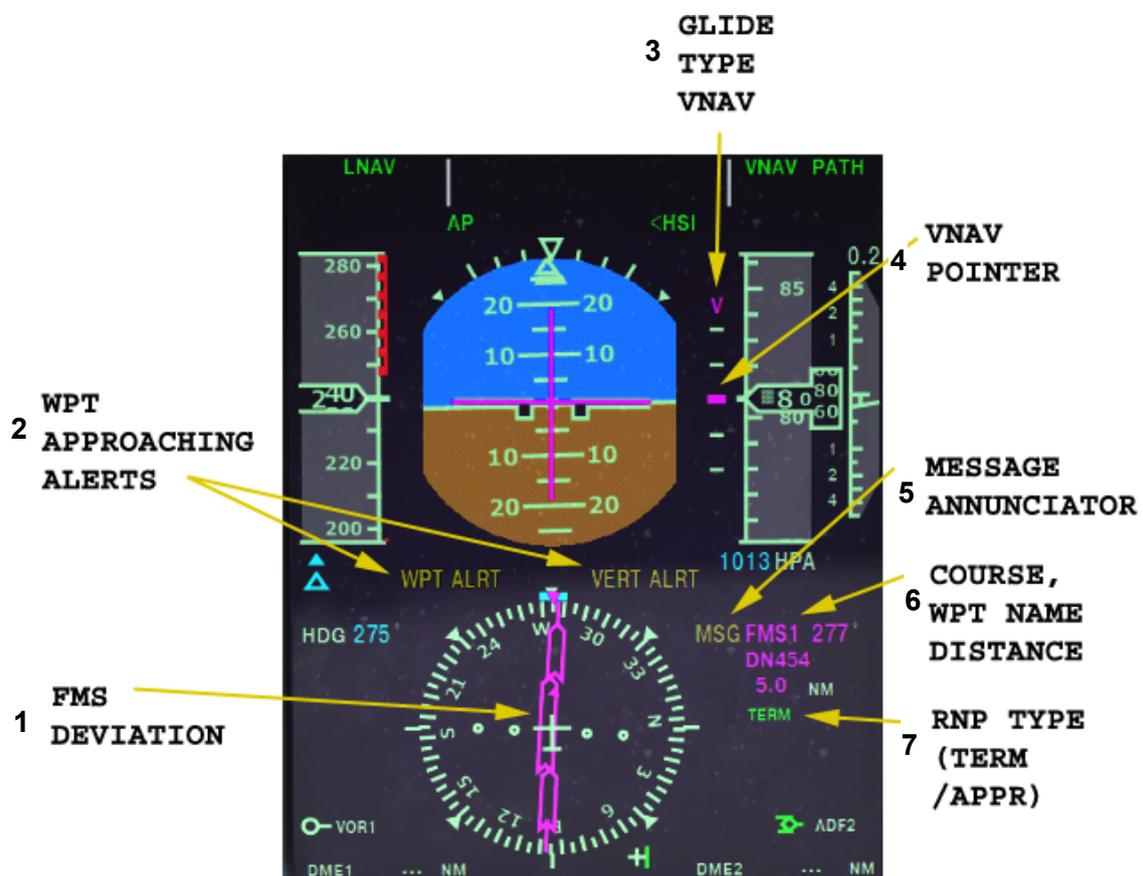


Figura 16.9.12.1. Indicaciones específicas del FMS en la pantalla PFD

El PFD muestra la siguiente información relacionada con el FMS (figura 16.9.12.1):

1. Desviación del HSI respecto a la ruta del FMS.
2. Alertas Lateral y Vertical (WPT ALRT, VERT ALRT) que aparecen justo antes de que el avión llegue a un waypoint.

3. El indicador “V” que aparecerá siempre que VNAV este activo.
4. Indicador de la desviación vertical.
5. Aviso de que la página MSG del FMS ha emitido un mensaje
6. ID del próximo waypoint o tramo y distancia hasta él.
7. Precision RNP, (TERM o APPR). Siempre que esta información no aparezca, querrá decir que se está en ruta, ósea, que no hay desviación.

Indicaciones en el MFD

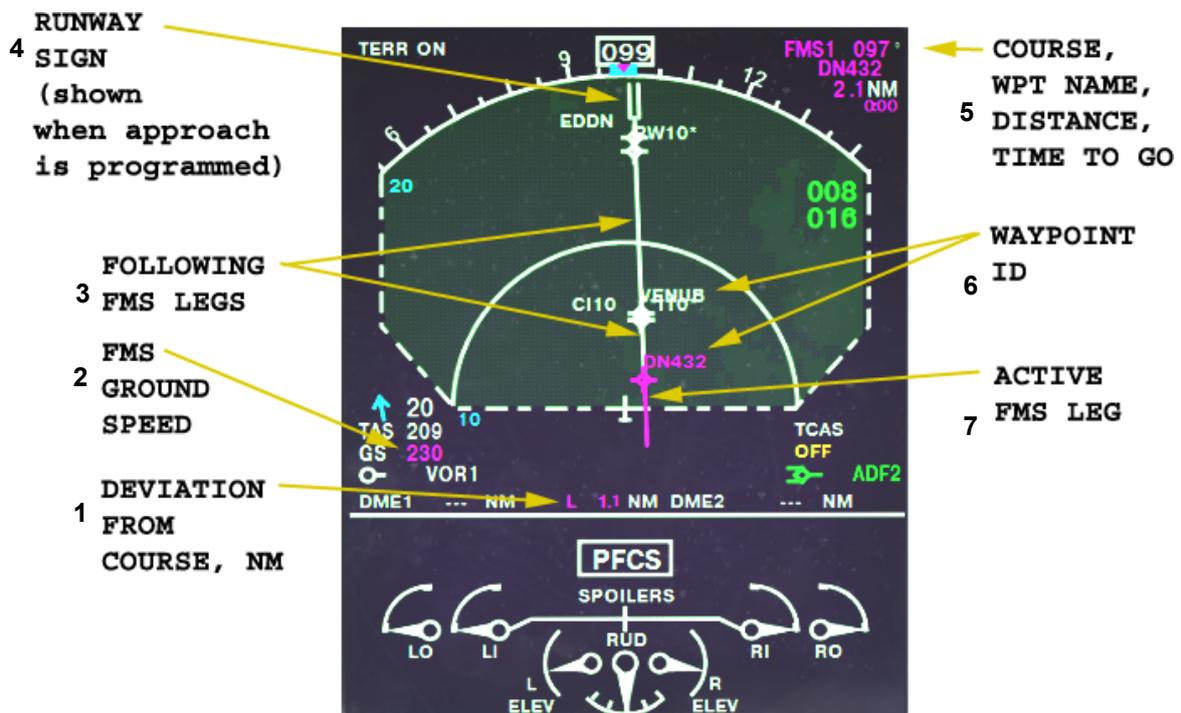


Figura 16.9.12.2. Indicaciones específicas del FMS en la pantalla MFD

El MFD muestra la siguiente información relacionada con el FMS (figura 16.9.12.2):

1. Desviación de la ruta del FMS en NM (millas náuticas).
2. Velocidad sobre el terreno calculada por el FMS, e nudos.
3. El tramo actual y siguientes.
4. (Solo durante la aproximación) Símbolo de pista de aterrizaje.
5. Ruta, waypoint ID, distancia y tiempo hasta la llegada.
6. Identificador de waypoint o de tramo.
7. Tramo actual