



C-101 AVIOJET

para DCS World



DCS SERIES

Manual de Vuelo

ÍNDICE

PREFACIO.....	7
1. INTRODUCCIÓN.....	9
2. CARACTERÍSTICAS DE LA AERONAVE	15
2.1. DIMENSIONES DE LA AERONAVE	16
o Dimensiones básicas	16
2.2. ESPECIFICACIONES	16
o Especificaciones del ala	16
o Especificaciones del estabilizador horizontal.....	16
o Especificaciones del estabilizador vertical	16
o Aerofreno	16
2.3. PESOS	16
3. SISTEMAS DE LA AERONAVE	19
3.1. CONTROLES E INDICADORES DE LA CABINA DELANTERA	19
Panel principal de instrumentos	19
Panel delantero inferior	21
Panel delantero izquierdo	21
Panel delantero derecho.....	22
Panel lateral izquierdo	22
Panel lateral derecho	23
3.2. CONTROLES E INDICADORES DE LA CABINA TRASERA.....	24
3.3. PLANTA DE POTENCIA	25
Sistema de combustible del motor	26
Dispositivo anti-surge.....	27
Sistema de antihielo del motor	27
Sistema de aceite del motor	27
Sistema de arranque del motor	27
Panel de control del motor	27
Controles e indicadores del motor.....	29
Sistema de ignición del motor.....	32
3.4. SISTEMA DE COMBUSTIBLE DEL AVIÓN	33
Sistema de transferencia.....	34
Sistema de alimentación	34

Sistema de indicación de cantidad de combustible	35
3.5. SISTEMA ELÉCTRICO	38
Generador-arrancador	38
Baterías.....	38
Sistema de distribución de CC.....	40
Sistema de distribución de CA.....	41
Convertidores.....	41
Paneles de cortacircuitos	43
3.6. SISTEMA HIDRÁULICO	44
Indicadores de presión hidráulica	44
Luces de aviso de presión hidráulica.....	45
3.7. CONTROLES DE VUELO	46
Alerones	46
Timones de profundidad	46
Sistema de compensación de alerones y timón de profundidad.....	47
Palancas de mando	48
Control del timón de dirección	48
Flaps de ala.....	48
Aerofreno	49
3.8. SISTEMA DE TREN DE ATERRIZAJE.....	52
Palancas del tren de aterrizaje	52
Indicadores de posición del tren de aterrizaje.....	52
Luces de aviso del tren de aterrizaje/Silenciadores de aviso acústico	52
Mandos de extensión del tren en emergencia	52
Pulsador de retracción del tren en emergencia (Pulsador Crash)	53
3.9. SISTEMA DE FRENOS	53
Sistema de anti-skid	53
Sistema de freno de aparcamiento y de emergencia	54
Palancas del freno de aparcamiento y de emergencia	54
3.10. SISTEMA DE AVISO DE PÉRDIDA.....	54
Luz de aviso de pérdida	54
Interruptores de aviso de pérdida	54
Interruptores de prueba del aviso de pérdida	54
3.11. SISTEMA DE PITOT-ESTÁTICA	55
Pulsadores indicadores de calefacción de pitot.....	55

Luz de aviso de calefacción de pitot.....	55
3.12. INSTRUMENTOS	55
Indicadores de Mach/Velocidad	55
Indicadores de viraje y resbale.....	56
Indicadores de velocidad vertical (variómetros).....	57
Horizontes artificiales de reserva.....	57
Altímetro con codificador de altitud.....	58
Altímetro	58
Brújula de reserva	58
Acelerómetros.....	59
3.13. LUCES DE AVISO, DE FALLO E INDICADORAS	59
Luces de fallo y de aviso	59
Central de aviso de fallos	60
Interruptores de prueba de central de aviso de fallos.....	60
Selectores de nivel de iluminación de central de aviso de fallos.....	61
Pulsador de prueba y luz de aviso de fuego de motor.....	61
3.14. CÚPULAS.....	61
Palancas interiores de bloqueo de cúpula	61
Palancas interiores de suelta de cúpula.....	61
Luces de aviso de cúpula desbloqueada.....	61
3.15. ASIENTO EYECTABLE.....	62
Mandos de ajuste de altura del asiento.....	62
3.16. SISTEMA DE ACONDICIONAMIENTO Y PRESURIZACIÓN	63
Presurización de cabina.....	64
Acondicionamiento	64
Control antivaho.....	64
Ventilación de cabina de emergencia	64
Sistema antilluvia del parabrisas.....	64
3.17. SISTEMA DE OXÍGENO	65
Llave de oxígeno.....	65
Luz de aviso de presión de oxígeno.....	65
3.18. EQUIPO DE COMUNICACIONES Y NAVEGACIÓN	66
Sistema de control de audio AN/AIC-18	66
Radio VHF AN/ARC-134.....	67
Pulsador indicador de transferencia de control del VHF	68

Pulsador indicador de transferencia de control de navegación	68
Radio UHF AN/ARC-164(V)	68
Pulsador indicador de transferencia de control del UHF	69
Equipo VOR/ILS/MB AN/ARN-127	69
Equipo TACAN AN/ARN-118	70
Selector VOR/TACAN	71
Sistema Director de Vuelo	71
Indicador Magnético de Radio (RMI)	78
IFF AN/APX-101	78
3.19. SISTEMA DE ILUMINACIÓN	80
3.20. EQUIPO MISCELÁNEO	82
Caja de mapas	82
Espejo	82
Cortinillas de entrenamiento de vuelo IFR	82
4. PROCEDIMIENTOS NORMALES	84
4.1. INSPECCIÓN INTERIOR	84
4.2. ANTES DE LA PUESTA EN MARCHA	87
4.3. PUESTA EN MARCHA	89
4.4. DESPUÉS DE LA PUESTA EN MARCHA	89
4.5. RODAJE	91
4.6. ANTES DEL DESPEGUE	92
4.7. DESPEGUE	92
4.8. DESPEGUE CON VIENTO CRUZADO	93
4.9. ASCENSO	93
4.10. CRUCERO	94
4.11. DESCENSO	95
4.12. ANTES DEL ATERRIZAJE	95
4.13. ATERRIZAJE	96
4.14. ATERRIZAJE CON VIENTO CRUZADO	96
4.15. APROXIMACIÓN FRUSTRADA	98
4.16. DESPUÉS DEL ATERRIZAJE	99
4.17. APARCAMIENTO	99
5. PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA	102
5.1. FALLO DE FRENOS DE RUEDAS	102
5.2. ABORTO DE DESPEGUE	102

5.3.	FALLO/FUEGO DE MOTOR DURANTE EL DESPEGUE	102
5.4.	EYECCIÓN	102
5.5.	FUEGO DE MOTOR EN VUELO	102
5.6.	DAÑO DE MOTOR EN VUELO	103
5.7.	REARRANQUE EN VUELO.....	103
5.8.	RECUPERACIÓN DE LA PÉRDIDA DE CONTROL.....	103
5.9.	DISTANCIA MÁXIMA DE PLANEO	103
5.10.	EXTENSIÓN DEL TREN EN EMERGENCIA	104
5.11.	FALLO DEL SISTEMA HIDRÁULICO	105
5.12.	ATERRIAJE CON MOTOR APAGADO	105
5.13.	ATERRIAJE CON FALLO DE HIDRÁULICO	106
5.14.	ATERRIAJE CON FALLO DE FRENOS	106
6.	LIMITACIONES OPERATIVAS	108
7.	CARACTERÍSTICAS DE VUELO	111
7.1.	PÉRDIDAS.....	111
7.2.	BARRENAS	112
7.3.	RESBALAMIENTOS	112
7.4.	AEROFRENO.....	112
7.5.	PICADOS	112
8.	OPERACIÓN TODO TIEMPO.....	114
8.1.	PROCEDIMIENTOS DE VUELO INSTRUMENTAL.....	114
	DESPUÉS DE LA PUESTA EN MARCHA	114
	ANTES DEL DESPEGUE INSTRUMENTAL	114
	DESPEGUE INSTRUMENTAL.....	114
	ASCENSO INSTRUMENTAL.....	115
	DESCENSO INSTRUMENTAL.....	115

PREFACIO

La entrada en servicio del CASA C-101 en 1981 coincidió con la aparición del primer ordenador personal de sobremesa, el IBM XT con el procesador Intel 8088. Más de tres décadas han pasado desde entonces, y los avances tecnológicos desde esa época han cambiado completamente el mundo de la aviación, desde sistemas puramente analógicos, hasta sistemas integrados de control de vuelo fly-by-wire completamente digitalizados, pantallas EFIS, y ordenadores de gestión completa del vuelo/misión, que alteran drásticamente la interfaz piloto-máquina, aumentando la complejidad general, mientras se reduce la carga de trabajo del piloto y los costes de operación.

El C-101 fue diseñado inicialmente bajo requerimientos del Ejército del Aire para proporcionar una plataforma de entrenamiento avanzada aunque simple para la instrucción de los futuros pilotos de caza. Además, también se diseñaron versiones de ataque ligero armadas, con motores más potentes, 7 puntos de anclaje y visor frontal.

Este proyecto busca desarrollar una simulación avanzada del C-101 que tenga en cuenta todo lo que concierne a la operación del avión en un contexto militar, permitiendo al piloto entrar perfectamente en el mundo de la aviación militar, mediante el uso de un software de simulación puntero.

Para conseguir este objetivo, se requiere simular todos los sistemas asociados al avión, y la compleja y a menudo interdependiente relación entre ellos. Los instrumentos tienen su propio y único comportamiento y características programados en esta simulación, ofreciendo no una mera interpretación del instrumento, sino un equivalente virtual completamente funcional. Por ejemplo, los instrumentos de precesión giroscópica poseen sus errores asociados; el variómetro presenta el comportamiento de retardo preciso debido a la cápsula aneroide interna; y el indicador de velocidad responde en tiempo real a los cambios de ángulo de ataque, como resultado de las acciones del piloto sobre los mandos, por nombrar algunas.

Los modelos visuales de la cabina y del exterior fueron desarrollados usando fotografías para las referencias y las texturas. La reproducción es fiel hasta el punto de que es difícil distinguir entre las fotos del avión real y la simulación.

El resultado final es una simulación avanzada que crea una experiencia inmersiva, donde los pilotos son conscientes de que para dominar la simulación, deben aplicar habilidades del mundo real y un buen conocimiento de los sistemas del avión para llevar a cabo las misiones de entrenamiento virtual, aunque de gran realismo, con un detalle sin precedentes.

Espero que disfrutes del avión, y de un nuevo nivel de simulación de vuelo y combate.

Alejandro,

Piloto militar

INTRODUCCIÓN

1. INTRODUCCIÓN

El CASA C-101 Aviojet es un reactor monomotor biplaza de ala baja de entrenamiento avanzado y ataque ligero fabricado por la empresa española Construcciones Aeronáuticas S.A. (CASA). Lo usan el Ejército del Aire Español, donde es apodado Mirlo, la Fuerza Aérea Chilena, la Fuerza Aérea Hondureña (ambos lo denominan Halcón) y la Real Fuerza Aérea Jordana. Es además el avión empleado por la Patrulla Águila en sus exhibiciones acrobáticas.

Su denominación como C-101 sigue el sistema de designación usado para las aeronaves diseñadas por CASA, con la inicial C del fabricante seguida por un número de tres dígitos. El primer dígito significa el número de motores, uno en este caso, y los dos siguientes significan que es el primer monomotor diseñado por la compañía.

Desarrollo

El C-101 "Aviojet" responde a la solicitud por parte del Ejército del Aire Español de un avión de entrenamiento y ataque ligero que reemplazase al Hispano Aviación HA-200 Saeta, el HA-220 Súper Saeta y al Lockheed T-33. El 16 de septiembre de 1975, el Ejército del Aire Español firmó un contrato con CASA para el diseño, construcción y desarrollo del nuevo reactor de entrenamiento.

El avión quedó definido como un entrenador básico y avanzado de vuelo subsónico, pero que debería estar equipado con los equipos de a bordo más modernos para facilitar la transición a los reactores de combate, debería poseer una buena aceleración para acostumar a los futuros pilotos militares a las prestaciones de aviones más avanzados, debería ser también muy maniobrable a alta y baja cota, y finalmente debería soportar unos factores de carga de entre +7.5 y -3.75 G. Por si todo esto fuera poco, el Aviojet debería poder aterrizar a 100 nudos y permanecer en vuelo invertido por un período de 20 segundos.

Otras características que debía cumplir eran: una alta visibilidad en ambas cabinas, disponer de un sistema de capucha para el entrenamiento del estudiante en el vuelo en condiciones de baja visibilidad, y asientos eyectables a altura y velocidad cero.

Otro requisito previo era la ausencia de depósitos de combustible externos. Los depósitos internos deberían ser antiexplosivos. Las definiciones concernientes al tren de aterrizaje cubrían diferentes aspectos, debía estar diseñado para operar a velocidades verticales de 3,4 m/s entre otros requisitos como frenos de disco, sistema antideslizante, rueda de morro orientable y neumáticos de baja presión.

Los controles debían incluir compensador eléctrico y servoactuadores. Las ayudas a la navegación debían incluir TACAN y VOR/ILS, y los sistemas de comunicaciones debían incluir UHF, VHF e IFF-SIF. Es más, el documento de definición preliminar insistía en dos conceptos considerados esenciales: la mantenibilidad y la accesibilidad.

Un requisito que resultó decisivo en el diseño del avión fue que debería disponer de la habilidad de trasladarse sin tanques adicionales desde la Península hasta Canarias. Hay que tener en cuenta que, cuando se empezó a trabajar en este avión (el primer contrato se firmó, como ya se indicó, el 16 de septiembre de 1975), el Sáhara Occidental estaba aún en manos españolas, y se esperaba que el Aviojet realizara misiones de apoyo en ese territorio, como las que hacía en ese

momento el Hispano Aviación HA-220 Súper Saeta que debía ser reemplazado por el Aviojet. Al final, para cuando el avión despegó por primera vez, España ya había abandonado el Sáhara, por lo que esta característica nunca llegó a utilizarse, pero aun así condicionó todo el proyecto lastrándolo, ya que para una gran autonomía en un avión de su tamaño, hubo que sacrificar las prestaciones diseñando un ala con muy poca flecha, lo cual reducía el consumo, pero por otro lado también disminuía la velocidad máxima, lo cual fue un factor determinante en su escaso éxito comercial.

Una vez especificados todos los requisitos preliminares, se asignaron los trabajos de diseño a las oficinas de proyectos de Madrid y Sevilla. Se requirió asimismo la participación de la empresa alemana Messerschmitt-Bölkow-Blohm (MBB) para el diseño de la estructura trasera del fuselaje, y la de la Americana Northrop, que se encargó de las tomas de aire y del perfil alar, buscando la máxima eficiencia para ambos.

El motor a reacción elegido, el turbofán Garrett TFE-731-2 de alta relación de derivación (2,82:1) se beneficia de una estudiada construcción modular que facilita su mantenimiento, pesa 327 kg y desarrolla un empuje máximo de 1587 kg a nivel del mar. Posee también un bajo consumo específico, estimado en 0,22 kg/h/kg de empuje, y unas actuaciones excelentes con altos factores de carga.

La primera prueba en túnel de viento tuvo lugar en el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) "Esteban Terradas", llevando a cabo pruebas de baja velocidad con un modelo a escala 1/7. A continuación se realizaron las pruebas de alta velocidad en el túnel supersónico del Royal Aircraft Establishment en Bedford, Inglaterra, y el proceso se completó en Lille, Francia, donde el Aviojet fue sometido a pruebas de comportamiento en barrena usando una maqueta a escala 1/18.

Tras múltiples ensayos de rigidez estructural, realizadas en Getafe, pruebas de funcionamiento de equipos, y tras los refinamientos y correcciones debidas a estos trabajos, el prototipo P1 salió de hangar en la factoría de Getafe. Su matrícula era XE-25-01 y estaba pintado con un esquema naranja y blanco. Era el 28 de mayo de 1977.

El 27 de junio, cuatro días antes de la fecha programada, despegó el P1 pilotado por el Coronel De La Cruz Jiménez. En este vuelo se pretendía simplemente comprobar el comportamiento de los controles e incluso, por motivos de seguridad, se mantuvo el tren replegado. Demostró que el nuevo avión era un aparato muy maniobrable, hasta el punto de que ambos aviones Saeta del Escuadrón 406 que lo escoltaban tuvieron dificultades para seguir al C-101 durante los virajes realizados. El día 29, el Aviojet fue presentado oficialmente en la ceremonia a la que asistió el Rey Juan Carlos I. A continuación, comenzaron los ensayos preliminares, completando 80 vuelos y 107 horas durante los cuales se probaron diversas prestaciones, características de vuelo, sistemas, etc.

Los informes preliminares del INTA se enviaron al Ministerio del Aire y se realizaron pruebas posteriores con los prototipos P2, P3 y P4, así como trabajos de desarrollo y mejoras. A finales de 1978, el INTA concedió la homologación de tipo, con el número 530/78/1.

El 17 de marzo de 1980 tuvo lugar la entrega oficial de los primeros cuatro aviones de serie al Ejército del Aire Español. El primer C-101 entró en servicio el 4 de abril de 1980 en el Escuadrón 793 de la Academia General del Aire de San Javier (Murcia).

Variantes

C-101EB

Esta es la versión encargada por el Ejército del Aire Español, donde recibe la designación E.25. Es la versión que ha sido fabricada en mayor número, 88 aeronaves construidas. El Aviojet (apodado oficialmente "Mirlo" y extraoficialmente "Culopollo" en España) cumple varias funciones dentro del Ejército del Aire, siendo la más conocida la instrucción de pilotos en la Escuela Básica de Vuelo. El C-101EB es la versión de lanzamiento del avión y por tanto la menos sofisticada.



Figura 1-1 C-101EB

C-101BB

Esta es la versión de exportación del entrenador C-101EB. Difiere de la anterior en el motor Garrett TFE731-3-1J que dispone de algo más de potencia (200 libras) que el Garrett TFE731-2-3J del EB y en la instalación de seis pilones bajo las alas para cargas de hasta 500 kg, más un punto de anclaje bajo el fuselaje para equipos modulares de reconocimiento, contramedidas electrónicas, designador láser, doble ametralladora de 12,70 mm o un contenedor de cañón DEFA de 30 mm. La Fuerza Aérea Chilena adquirió 12 unidades, 4 de CASA y las otras 8 montadas por ENAER. Son conocidos localmente como T-36 Falcon. Otras cuatro unidades se vendieron a la Fuerza Aérea de Honduras.



Figura 1-2 C-101BB

C-101CC

Voló por primera vez el 16 de noviembre de 1983 y es una versión optimizada de ataque ligero, construida bajo solicitud de la Fuerza Aérea de Chile. Tiene la misma capacidad para portar armas que el C-101BB, pero con mayor autonomía, que en este modelo excede fácilmente las siete horas. Además, el turbofán Garrett alcanza 4700 libras de empuje. Se le conoce como A-36 Falcon en Chile, donde fueron entregadas 23 unidades (una fabricada en España y el resto montadas por ENAER en Chile bajo licencia). La Fuerza Aérea de Chile estudió la posibilidad de usarlo como plataforma de lanzamiento del misil antibuque Sea-Eagle, para lo que se dotaría al C-101 de un HUD Ferranti y un sistema de guiado inercial FIN 2000. Sin embargo, esta posibilidad se canceló al comprar la Armada de Chile 8 helicópteros Eurocopter Cougar, equipados con misiles antibuque AM.39 Exocet. Aun así los C-101 chilenos han recibido varias modificaciones de equipamiento incluyendo un sistema de control de disparo y navegación, un HUD y la posibilidad de usar el misil aire-aire Rafael Shafrir 2. El C-101CC fue también adquirido por Jordania, empleándolo como entrenador y avión de ataque ligero. 16 C-101 sirven en el Air College King Hussein de la base aérea de Al-Mafraq.



Figura 1-3 C-101CC

C-101DD

CASA finalmente desarrolló una versión mejorada denominada C-101DD con nueva aviónica, incluyendo por ejemplo un radar GEC Marconi, un computador calculador de trayectoria, mandos HOTAS, un receptor de alerta radar ALR-66, un HUD Ferranti, lanzadores de señuelos y bengalas y compatibilidad con el misil AGM-65 Maverick. Ese avión voló como prototipo en 1985 y fue presentado posteriormente como contendiente en el concurso JPATS de la Fuerza Aérea y la Armada de los Estados Unidos, pero no llegó a recibir ningún pedido.



Figura 1-4 C-101DD

Usuarios

Fuerza Aérea de Chile: 35 (12 C-101BB y 23 C-101CC).

Ejército del Aire Español: 88 C-101EB.

Fuerza Aérea Hondureña: 4 C-101BB. Estos aviones lograron varios derribos de aviones empleados para el narcotráfico.

Real Fuerza Aérea Jordana: 16 C-101CC.

Patrulla Águila



Figura 1-5 Patrulla Águila en formación

El C-101 es el avión usado por la Patrulla Águila. Su nombre fue elegido en honor al emblema de la Academia General del Aire. La primera exhibición tuvo lugar hace más de 30 años, y es la heredera de la tradición de la antigua Patrulla Ascuá. Está formada a tiempo parcial por instructores de la Escuela Básica de la Academia General del Aire y que, a diferencia de otras patrullas, no dedican todo su tiempo a ella, sino que han de compaginar su actividad en la Patrulla con su labor docente, lo que hace que sus logros sean aún más meritorios. Otro factor que aumenta el mérito de los miembros de la Patrulla son las limitadas prestaciones del avión en sí, ya que para realizar ciertas maniobras que se pueden hacer fácilmente con otros aviones, en el caso del Aviojet han de exprimir prácticamente al límite las posibilidades del aparato. Han realizado centenares de vuelos de exhibición por Europa, Oriente Medio y América del Norte (incluyendo la ceremonia de apertura de los Juegos Olímpicos de Barcelona de 1992). Su precisión y sus figuras se están convirtiendo en legendarias, y cabe destacar que es la única que realiza aterrizajes en formación con los siete aviones.



CARACTERÍSTICAS DE LA AERONAVE



2. CARACTERÍSTICAS DE LA AERONAVE

El C-101EB es un entrenador avanzado biplaza en configuración en tándem, fabricado por Construcciones Aeronáuticas, S.A. (C.A.S.A.). El avión es de construcción metálica, con ala baja y diedro positivo, equipado con tren de aterrizaje triciclo retráctil e impulsado por un motor Garrett TFE 731-2-2J con derivación de flujo. La mayoría de los controles e instrumentos están duplicados en las cabinas delantera y trasera, y el vuelo solo se realiza desde el puesto delantero. La cabina está presurizada y climatizada, y la trasera está preparada para montar cortinillas para los vuelos de entrenamiento instrumental. Los asientos eyectables proporcionan un escape seguro a velocidad y altitud cero en vuelo nivelado. El avión tiene un depósito de fuselaje hecho de material flexible y tres depósitos de ala integrales: un depósito central y dos exteriores – los depósitos exteriores se emplean para vuelos ferry. Los mandos de vuelo son mecánicos con servoactuadores para el control de alabeo. Los controles de compensación de alerones y estabilizador horizontal son de actuación eléctrica. El borde de salida de cada timón de profundidad incorpora una aleta de compensación fija, la cual se ajusta en tierra. El sistema hidráulico proporciona energía a los flaps de borde de salida, aerofreno, frenos de ruedas y sistema de tren de aterrizaje. El aerofreno está ubicado en la parte inferior del fuselaje central.

La figura 2-1 muestra la disposición general del avión.

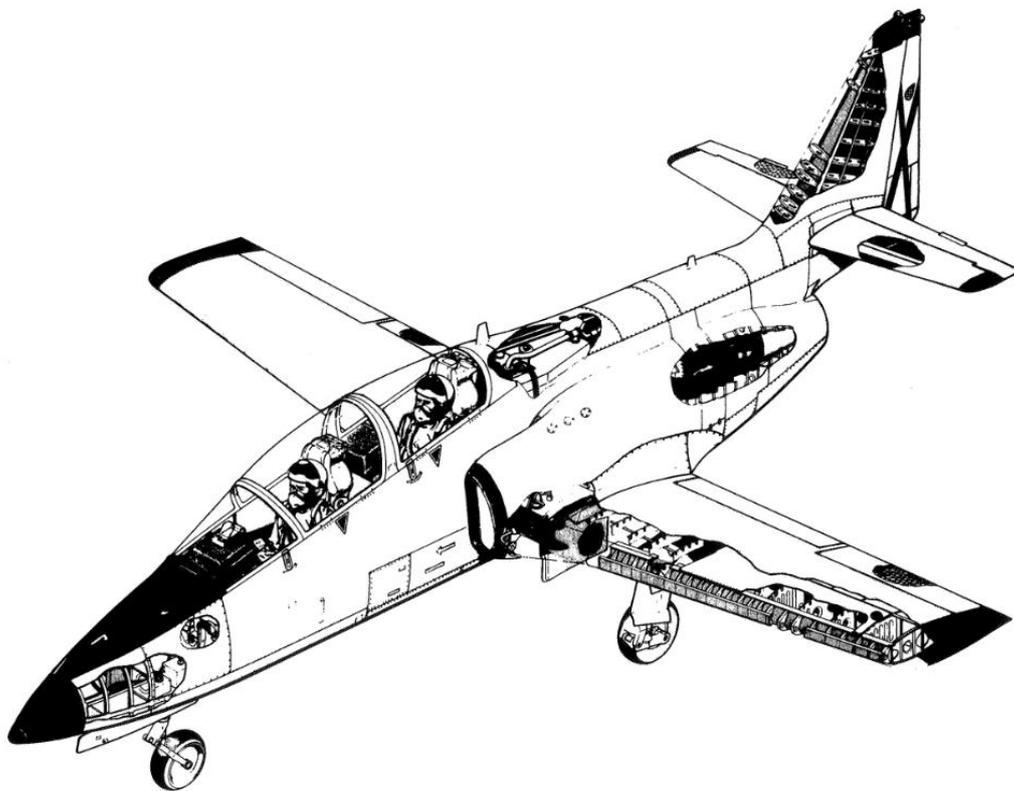


Figura 2-1 Esquema del C-101

2.1. DIMENSIONES DE LA AERONAVE

Las dimensiones generales del avión básico con inflado normal de neumáticos y amortiguadores y carga normal de combustible en los depósitos de fuselaje y central de ala, son:

o Dimensiones básicas

- Longitud.....12,245 m.....(40,17 ft)
- Envergadura.....10,600 m.....(34,77 ft)
- Altura.....4,250 m.....(13,94 ft)

2.2. ESPECIFICACIONES

o Especificaciones del ala

- Diedro.....5.00°
- Flecha del borde de ataque.....4.07°
- Deflexión de alerones (para trimado nulo).....-24.0°/+17.0°
- Deflexión de flaps.....10.0° TKOFF/30.0° DOWN
- Área del ala.....20.0 m²
- Área de los flaps.....2.45 m²
- Área de los alerones.....1.17 m²

o Especificaciones del estabilizador horizontal

- Diedro.....0°
- Flecha del borde de ataque.....10.6°
- Deflexión del timón de profundidad (para trimado nulo).....± 20.0°
- Compensación del timón de profundidad.....-6.5°/+2.0°

o Especificaciones del estabilizador vertical

- Flecha del borde de ataque46.6°
- Deflexión del timón de dirección.....±20.0°

o Aerofreno

- Deflexión.....+0.0°/-45.0°

2.3. PESOS

- Peso Operativo Seco.....3375 kg.....(7440 lbs)
- Peso Operativo Normal (carga estándar de combustible).....4844 kg....(10680 lbs)
- Peso Máximo (carga ferry de combustible).....5366 kg....(11830 lbs)

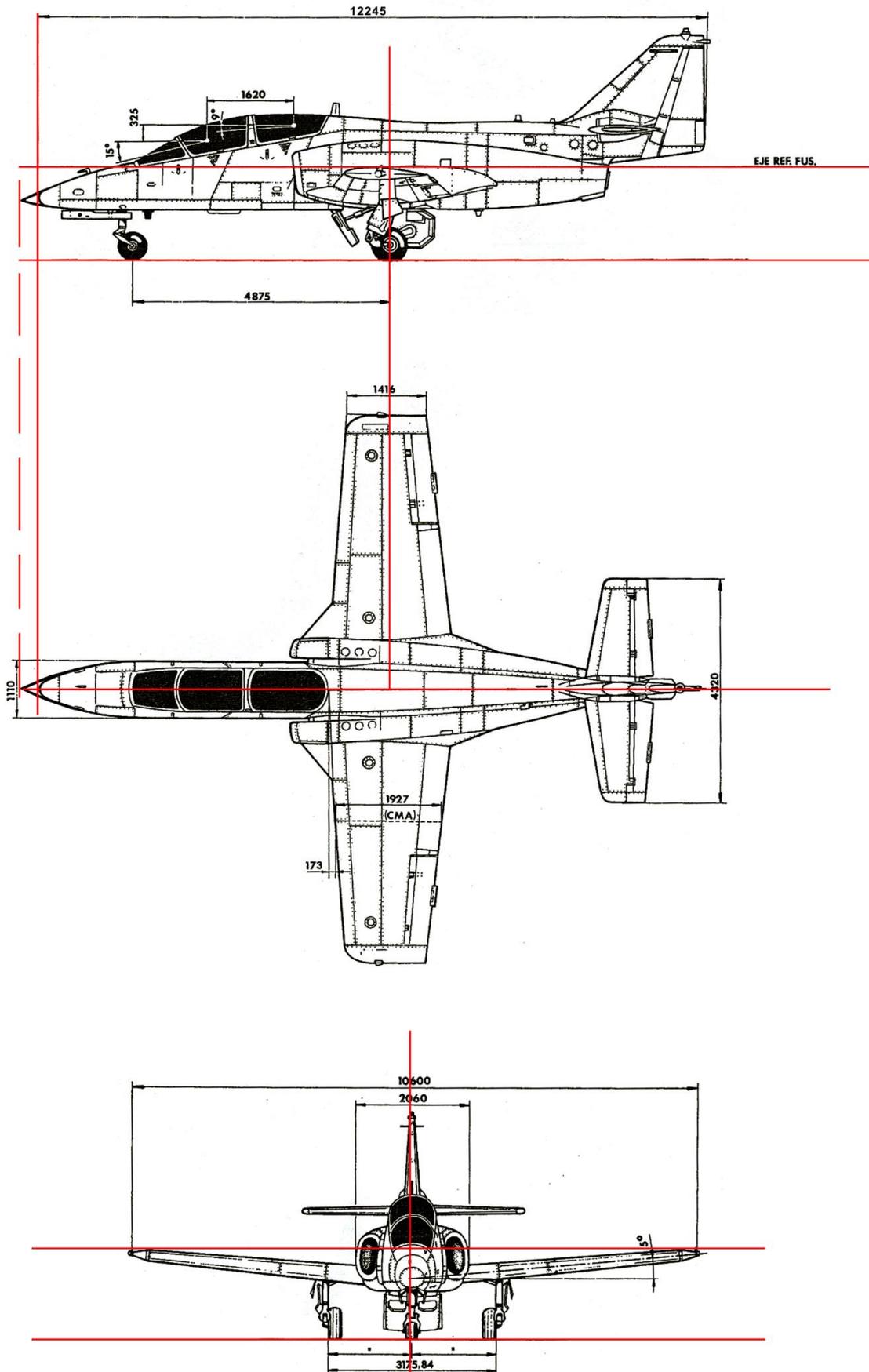


Figura 2-2 Dimensiones de la aeronave



SISTEMAS DE LA AERONAVE

3. SISTEMAS DE LA AERONAVE

3.1. CONTROLES E INDICADORES DE LA CABINA DELANTERA

Panel principal de instrumentos



Figura 3-1 Panel principal de instrumentos delantero

1. Indicador de Situación Horizontal (HSI)
2. Indicador Director de Actitud (ADI)
3. Altimetro con codificador de altitud
4. Indicador de Velocidad Vertical (VSI)
5. Indicador de viraje y resbale
6. Reloj
7. Indicador de presión del sistema hidráulico
8. Indicador Magnético de Radio (RMI)
9. Anemómetro máchmetro
10. Acelerómetro vertical
11. Indicador de RPM del rotor de baja presión (N1)
12. Indicador de temperatura interturbinas (ITT)
13. Indicador de RPM del rotor de alta presión (N2)

14. Indicador de presión de aceite
15. Indicador de temperatura de aceite
16. Indicador de fluxómetro
17. Voltímetro
18. Horizonte artificial de reserva
19. Panel de control del Director de Vuelo
20. Indicador de posición de compensadores
21. Panel de control de la radio UHF
22. Repetidor de frecuencia de la radio UHF
23. Indicador de radiobalizas
24. Pulsador indicador de transferencia de control del UHF
25. Pulsador indicador de transferencia de control del VHF
26. Pulsador indicador del aviso de fallos (rojo)
27. Pulsador indicador del anti-skid
28. Pulsador indicador del aviso de fuego
29. Pulsador indicador del aviso de fallos (ámbar)
30. Indicador de posición de flaps
31. Indicador de posición del aerofreno
32. Pulsador indicador de transferencia de control de navegación
33. Selector de fuente VOR/TCN del HSI
34. Selector de antena del UHF
35. Control de sincronización del HSI "Punto/Cruz"
36. Mando de erección rápida del giróscopo vertical del TARSYN
37. Selector de modo del TARSYN
38. Control de iluminación del HSI
39. Difusor regulable de aire
40. Pulsador de prueba del fluxómetro
41. Mando de ajuste de luz de panel roja
42. Mando de ajuste de luz de panel roja
43. Mando de ajuste de luz de panel roja

Panel delantero inferior



- 55. Selector de curso del HSI
- 56. Selector de rumbo del HSI
- 57. Panel del IFF
- 58. Mando de ajuste de pedales

Figura 3-2 Panel delantero inferior

Panel delantero izquierdo



- 59. Indicador de posición del tren
- 60. Pulsador repliegue de tren en emergencia
- 61. Palanca del tren
- 62. Calefacción de pitot
- 63. Prueba del sistema de aviso de pérdida
- 64. Conmutador del aviso de pérdida
- 65. Sistema antilluvia [NO INSTALADO]
- 66. Luz de rodaje/aterrizaje izquierda
- 67. Luz de rodaje/aterrizaje derecha
- 68. Palanca del freno de aparcamiento
- 69. Palanca de bloqueo de la cúpula

Figura 3-3 Panel delantero izquierdo

Panel delantero derecho



- 44. Pulsador indicador de la batería izquierda
- 45. Mando de conexión de las baterías
- 46. Pulsador indicador de la batería derecha
- 47. Mando de unión de barras de DC
- 48. Mando de conexión del generador
- 49. Mando de prueba de fallo del generador
- 50. Pulsador indicador transferencia barra esencial
- 51. Mando de convertidores (Normal/Reserva)
- 52. Selector nivel iluminación de central aviso fallos
- 53. Interruptor de prueba de la central aviso fallos
- 54. Central de aviso de fallos

Figura 3-4 Panel delantero derecho

Panel lateral izquierdo



Figura 3-5 Panel lateral izquierdo

- 1. Panel de combustible
- 2. Panel de control del motor (motor, arranque y GPU)
- 3. Palanca de flaps
- 4. Palanca de gases y silenciador del aviso acústico de tren
- 5. Mando de extensión de emergencia del tren
- 6. Panel de control de emergencias
- 7. Panel de cortacircuitos

Panel lateral derecho



Figura 3-6 Panel lateral derecho

8. Presión del sistema de oxígeno
9. Altitud de cabina
10. Tarjeteros
11. Panel de iluminación
12. Panel de control del VOR/ILS/MB
13. Panel de control del TACAN
14. Llave de oxígeno
15. Panel de control de audio e interfono
16. Panel de control de la radio de VHF
17. Panel de control de presurización y acondicionamiento

3.2. CONTROLES E INDICADORES DE LA CABINA TRASERA



Figura 3-7 Panel principal de instrumentos trasero



Figura 3-7.1 Panel trasero derecho



Figura 3-7.2 Panel trasero izquierdo

Nota: Ver las diferencias con la cabina delantera en la descripción de cada sistema de este manual.

3.3. PLANTA DE POTENCIA

La planta de potencia consiste en un motor turbofán Garrett TFE 731-2-2J montado en el fuselaje posterior, con conductos de entrada de aire situados a cada lado del fuselaje que convergen en la entrada de aire al motor. Equipado con dos árboles giratorios mecánicamente independientes, el árbol de baja presión (LP) incorpora un fan y un compresor axial de cuatro etapas movido por una turbina axial de tres escalones, mientras que el árbol de alta presión (HP) consiste en un compresor centrífugo movido por una turbina axial, siendo ambos de un solo escalón. El aire del fan y los gases de escape se descargan a través de conductos concéntricos independientes. Posee un índice de derivación de 2.75. La caja de accesorios mueve el generador arrancador y la bomba hidráulica por medio del árbol de alta. Proporciona un empuje estático a nivel del mar de 3700 lbs, sin tener en cuenta las pérdidas por el aire de sangrado o la caja de accesorios.

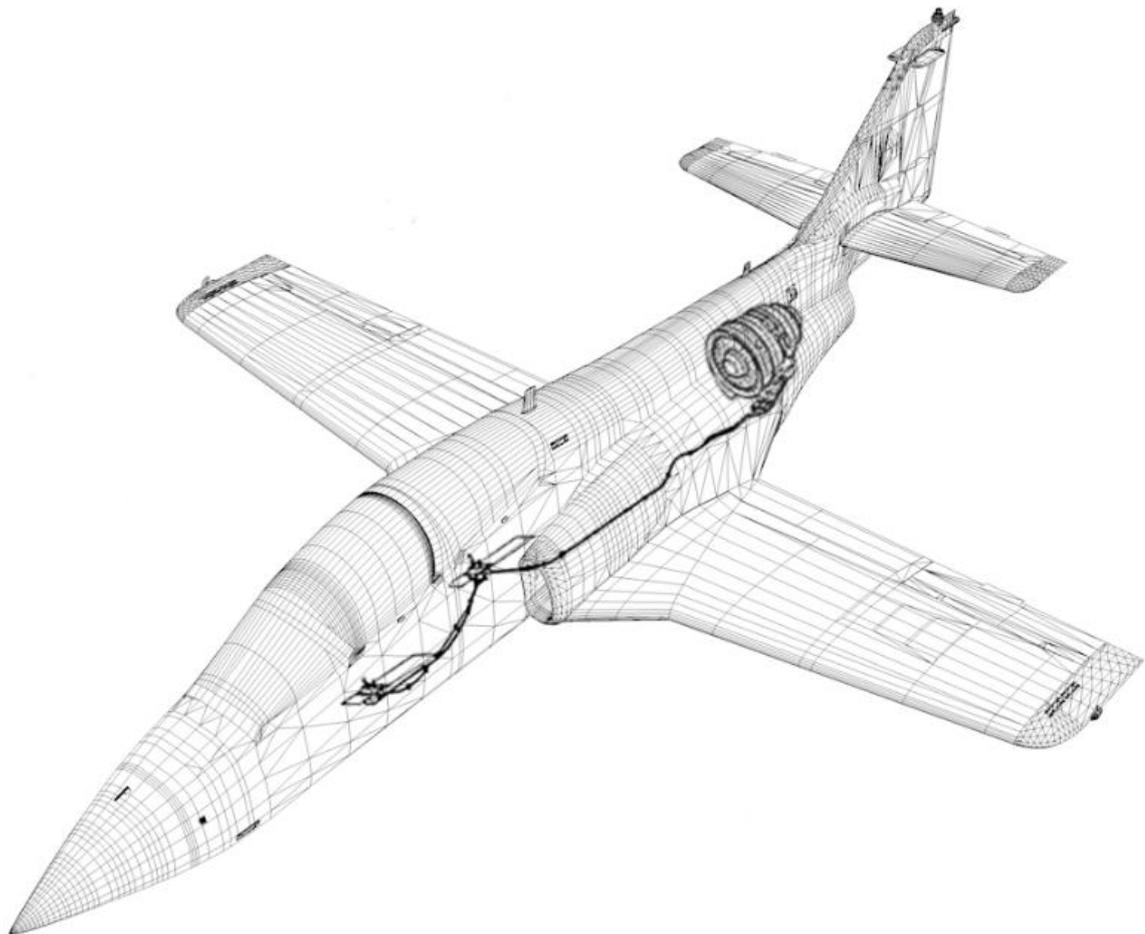


Figura 3-8 Planta de potencia

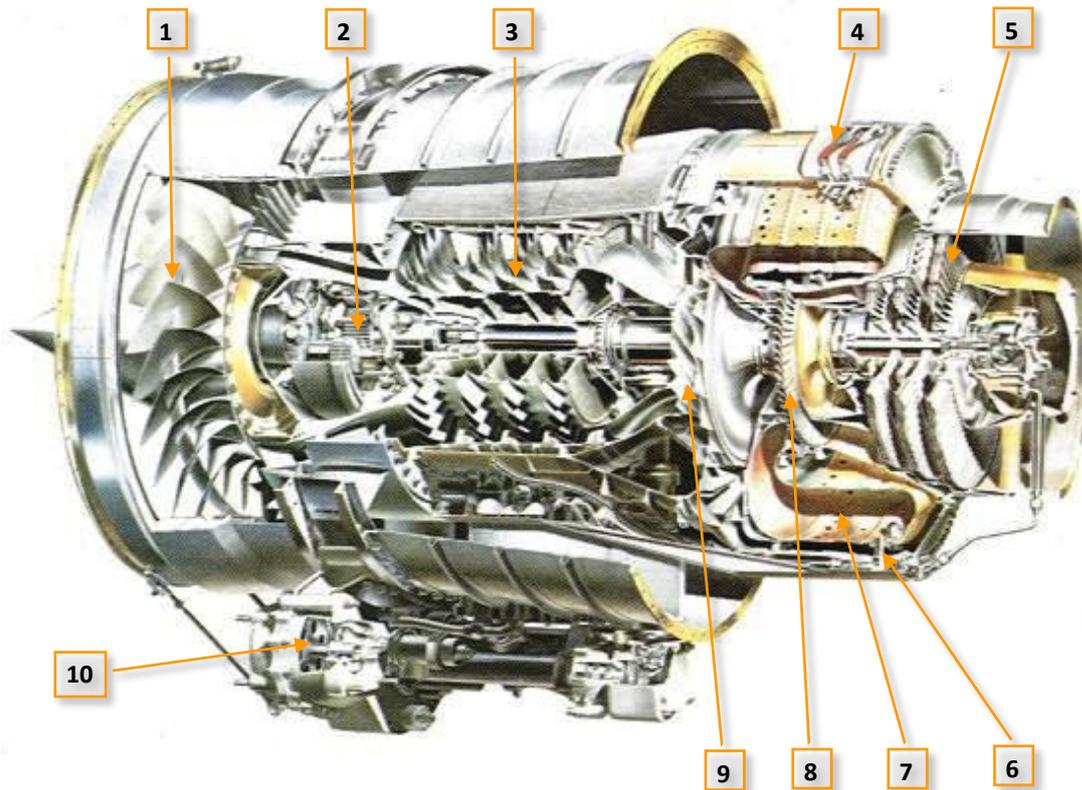


Figura 3-9 Garrett TFE 731-2-2J

- 1 FAN
- 2 REDUCTOR DEL FAN
- 3 COMPRESOR AXIAL DE BAJA PRESIÓN DE CUATRO ESCALONES
- 4 COLECTOR DE COMBUSTIBLE
- 5 TURBINA DE BAJA PRESIÓN
- 6 BUJÍA DE IGNICIÓN
- 7 CÁMARA DE COMBUSTIÓN
- 8 TURBINA AXIAL DE ALTA PRESIÓN DE UN ESCALÓN
- 9 COMPRESOR RADIAL DE ALTA PRESIÓN DE UN ESCALÓN
- 10 CAJA DE ENGRANAJES

Sistema de combustible del motor

El sistema de combustible del motor consiste en una sección de suministro, una unidad de control de combustible (FCU) hidromecánica, un divisor de flujo de combustible, toberas de inyección y un computador electrónico.

Dispositivo anti-surge

Hay una válvula anti-surge que permite el sangrado de parte del aire del compresor de baja al conducto del fan. Esto se hace para evitar una pérdida o surge en el compresor en determinadas condiciones, como pueda ser una aplicación abrupta de potencia que puede afectar el equilibrio entre el aire que pasa por el compresor de baja y la presión detrás del mismo lo cual puede dar lugar a una inestabilidad del flujo de aire.

Sistema de antihielo del motor

El motor está provisto de un sistema de antihielo, el cual proporciona un flujo de aire del compresor de alta al cubo del fan. También calienta las sondas Pt2 y Tt2 mediante resistencias eléctricas.

Sistema de aceite del motor

El sistema de aceite del motor es totalmente automático y no requiere control manual. Un sistema que detecta partículas metálicas en el aceite ilumina el módulo rojo PART METAL (CHIP DETECT) en la central de aviso de fallos.

Sistema de arranque del motor

El generador-arrancador del motor se puede energizar con las baterías del avión o mediante una GPU correctamente regulada a 28V de CC.

Panel de control del motor



Figura 3-10 Panel de control del motor

- | | |
|--------------------------------|--------------------------------------|
| 1 PULSADOR DEL COMPUTADOR | 5 INTERRUPTOR DE ABORTO DEL ARRANQUE |
| 2 PULSADOR DE ANTIHIELO | 6 INTERRUPTOR DE MODO DE ARRANQUE |
| 3 LUZ DE IGNICIÓN | 7 PULSADOR DE GPU |
| 4 SELECTOR DE MODO DE IGNICIÓN | |

Cada cabina está equipada con un panel de control del motor que comprende los siguientes interruptores:

Pulsador del computador

En modo automático, la luz del pulsador permanece apagada. Al activar el modo manual mediante el pulsador, se ilumina MAN en ámbar. En caso de fallo del computador, se ilumina el módulo ámbar COMPUT. (COMPUTER) en la central de aviso de fallos.

Pulsador de antihielo

Al pulsarlo se energiza el sistema antihielo, mostrando las letras blancas ON sobre fondo negro. Cabe esperar la formación de hielo si la OAT es de 10°C o menos y hay humedad visible o si la diferencia entre la OAT y el punto de rocío es igual o inferior a 2°C.

Selector de modo de ignición

Este interruptor de tres posiciones está rotulado ARRANQUE (START) e IGNIC. CONT (CONT IGN). Para poner en marcha el motor, se ha de mantener el interruptor en START durante aproximadamente 2 segundos para energizar las bujías y el generador-arrancador. En la posición CONT IGN, sólo se energizan las bujías. Se ha de usar la ignición continua durante el despegue, aterrizaje y en condiciones de engelamiento, turbulencia fuerte o cuando se vuela en tormentas.

Interruptor de aborto del arranque

Este interruptor de dos posiciones vuelve por sí mismo a la posición neutral. Cuando se mantiene en la posición ABORT desenergiza el generador-arrancador. Se emplea para abortar un arranque normal antes de que la desconexión automática desenergice el arrancador al 50% de N2. También se emplea para desenergizar el generador-arrancador y la ignición cuando se pone en marcha con el computador inoperativo.

Interruptor de modo de arranque

Es un interruptor de tres posiciones rotulado NORMAL y VENTILACIÓN (CRANK). En NORMAL, la secuencia de puesta en marcha automática está armada; cuando se mantiene el interruptor en START comienza la rotación del motor. En CRANK, el motor gira sin iniciarse la secuencia de arranque, lo cual se emplea normalmente para eliminar el combustible residual de la cámara de combustión tras un fallo de puesta en marcha.

Pulsador de GPU

Se emplea para conectar la corriente de la GPU a la red eléctrica del avión. La parte superior del indicador se iluminará con GPU en verde cuando una GPU esté conectada al avión y tenga energía disponible. Al pulsarlo se energizan los circuitos del avión, ON se iluminará en verde en la parte inferior del pulsador indicador. Para desenergizar los circuitos del avión, se ha de pulsar de nuevo, apagándose el letrero ON.



GPU CONECTADA AL AVIÓN



CIRCUITOS DEL AVIÓN ENERGIZADOS



ANTIHIELO DE MOTOR ENERGIZADO



COMPUTADOR DEL MOTOR DESCONECTADO

Figura 3-11 GPU/Antihielo

Controles e indicadores del motor

Palancas de gases

Están situadas en la consola izquierda de ambas cabinas e interconectadas entre sí y con el motor mediante una transmisión flexible. Cada empuñadura incorpora un interruptor de aerofreno, un botón de enriquecimiento manual de combustible y un botón de micrófono PTT. La palanca se tiene que levantar salvando así el escalón del cuadrante para pasarla de IDLE a STOP; esto protege contra un posible corte de combustible al retrasarla. Con el tren retraído y la palanca de gases entre IDLE y aproximadamente el 33° hacia adelante, un microinterruptor en serie con un interruptor de presión de altitud activa un aviso acústico. Este aviso acústico de tren retraído con gases cortados se cancela mediante un botón silenciador en la base del cuadrante de la palanca de gases. La de la cabina delantera incorpora un freno de fricción.

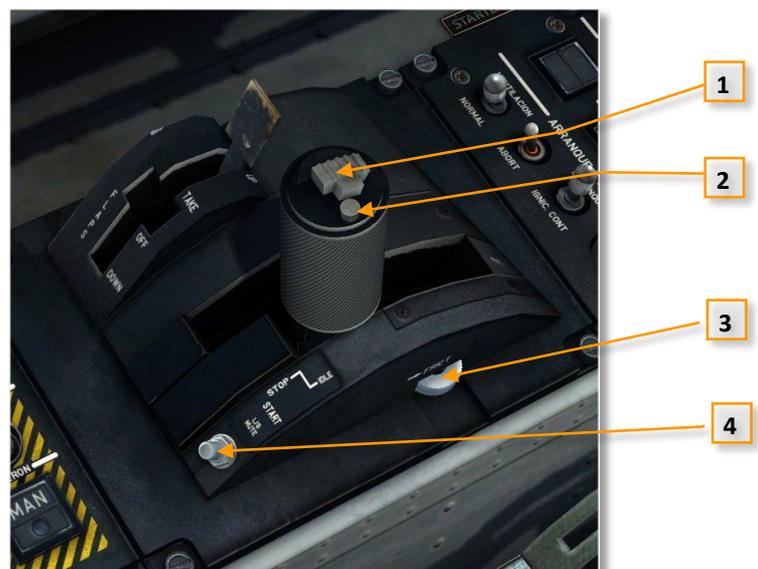


Figura 3-12 Palancas de gases

1 INTERRUPTOR DEL AEROFRENO

2 BOTÓN DEL MICRÓFONO PTT

3 FRENO DE FRICCIÓN (SÓLO DELANTE)

4 SILENCIADOR DEL AVISO DE TREN

Tacómetros

La velocidad de los rotores del compresor de baja presión N1, y del compresor de alta presión N2 las proporcionan tacómetros en los paneles de instrumentos, en porcentaje de rpm del régimen máximo normal.



Figura 3-13 Tacómetros

Indicadores de temperatura del motor

Localizados en cada panel de instrumentos, muestran la Temperatura Interturbinas (ITT) en °C.



Figura 3-14 Indicador de temperatura

Indicadores de flujo de combustible

Muestran el flujo de combustible en libras por hora, así como el combustible total usado, en ambos paneles de instrumentos. Hay un botón de puesta a cero en la esquina inferior derecha y un botón de prueba a la derecha del instrumento. Al pulsarlo, el indicador muestra un flujo de combustible de 1200 lb/h y el totalizador presenta incrementos de 10 lb cada 30 seg.



Figura 3-15 Indicador de flujo de combustible

Indicadores de temperatura de aceite

Hay un indicador en cada panel de instrumentos. La sonda, que está localizada en la línea de aceite de la caja reductora del fan, envía una señal al indicador de 28V de CC, mostrando la temperatura de aceite en °C.



Figura 3-16 Indicador de temperatura de aceite

Indicadores de presión de aceite

El indicador de presión de aceite lee la presión transmitida por un sensor situado en la misma línea de lubricación que el del indicador de temperatura de aceite. Este sensor de 115V de CA recibe voltaje de un inversor incorporado en el indicador de 28V de CC del panel de instrumentos frontal, siendo la indicación en psi. La señal se transmite mediante un amplificador al indicador de la cabina trasera.



Figura 3-17 Indicador de presión de aceite

Luces de aviso de presión de aceite

Cuando la presión de aceite cae por debajo de 25 psi, un manocontacto de 28V de CC provoca la iluminación del módulo rojo PRES. ACTE. (OIL PRESS) en la central de aviso de fallos de ambas cabinas.



Figura 3-18 Luz de aviso de presión de aceite

Luz de aviso del detector de partículas metálicas

El módulo rojo PART METAL (CHIP DETECT) se iluminará en la central de aviso de fallos de cada cabina si se acumulan partículas metálicas en el aceite del motor. Esto puede ser indicativo de un fallo inminente del motor. Sólo disponible en algunos aviones. No implementado en DCS: C-101.



Figura 3-19 Luz de aviso del detector de partículas metálicas

Sistema de ignición del motor

El sistema de ignición comprende una unidad de ignición y el cableado a dos bujías. Se requieren de 10 a 30V de CC para energizarlas.

Selectores de modo de ignición

Hay un selector de ignición en cada panel de control del motor. Es un interruptor de tres posiciones rotulado ARRANQUE (START) e IGNIC. CONT (CONT IGN, ignición continua). Durante la puesta en marcha, se mantiene el interruptor en START durante aproximadamente 2 segundos para energizar las bujías y el generador-arrancador. En la posición CONT IGN, sólo se energizan las bujías. La luz de ignición se iluminará mientras la ignición esté conectada.

Luces de ignición

Hay una luz de ignición amarilla del tipo pulsar-para-probar adyacente a cada selector de modo de ignición. Se ilumina para indicar si las bujías están energizadas, independientemente del modo.



Figura 3-20 Luz de ignición encendida

3.4. SISTEMA DE COMBUSTIBLE DEL AVIÓN

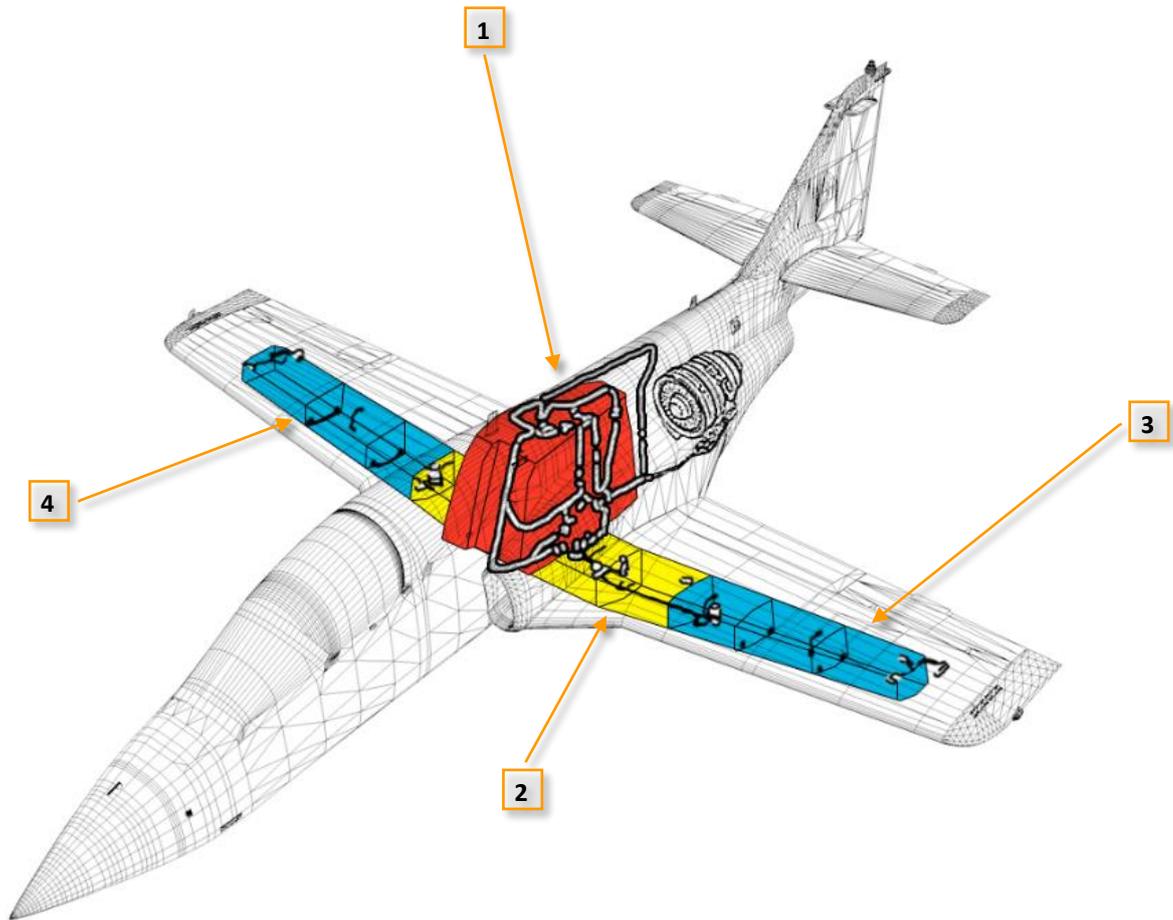


Figura 3-21 Sistema de combustible del avión

1 DEPÓSITO DE FUSELAJE

3 DEPÓSITO EXTERIOR IZQUIERDO DE ALA

2 DEPÓSITO CENTRAL DE ALA

4 DEPÓSITO EXTERIOR DERECHO DE ALA

El sistema de combustible del avión, como se muestra en la imagen superior, comprende cuatro depósitos de combustible; uno en el fuselaje, uno en la sección central de ala y uno en cada sección exterior de ala. El depósito de fuselaje está fabricado con un material flexible. Una bomba de sobrealimentación (bomba sumergida) está alojada en la célula de alimentación del motor, que, cerrándose mediante una válvula de contrapeso, permite el vuelo invertido durante unos 30 segundos. Todos los depósitos están rellenos de espuma de poliuretano antiexplosivo. Los tres depósitos integrales de ala suministran su combustible directamente al depósito de fuselaje desde donde se suministra al motor. El repostaje se puede realizar por presión o por gravedad.

Sistema de transferencia

El combustible se transfiere desde los depósitos de ala al de fuselaje por medio de cuatro bombas de transferencia idénticas, dos en el depósito central y una en cada depósito exterior. Están energizadas por la barra secundaria de 28V de CC. Válvulas antirretorno previenen la transferencia de combustible entre depósitos de ala. La secuencia correcta de transferencia consiste en consumir primero el contenido de los depósitos de ala, si tienen combustible, y después el contenido del depósito central.

Interruptores de las bombas de transferencia

Hay cuatro bombas de transferencia, cada una dispone de un interruptor de tres posiciones situado en los paneles de combustible en la consola izquierda de cada cabina. Están rotulados AUTO y MAN. En AUTO, la bomba está energizada hasta que todo el combustible del tanque se haya transferido. En MAN, la bomba permanece energizada hasta que el interruptor se pase a OFF. MAN está restringido a la operación anormal para evitar que la bomba funcione en seco, lo que reduciría su vida operativa.

Indicadores de presión de transferencia

La presión de transferencia de combustible es detectada mediante un manocontactor situado en la línea común de transferencia de combustible y mostrada en un indicador de presión de transferencia localizado en el panel de combustible de cada cabina. El indicador muestra una barra verde horizontal en caso de presión normal, y una barra roja horizontal cuando se detecte baja presión. Cuando el manocontactor detecta baja presión de combustible, se ilumina el módulo ámbar PRES. COMB. (FUEL PRESS) en cada una de las centrales de aviso de fallos.



Figura 3-22 Luz de aviso de baja presión/Indicador de presión de transferencia

Sistema de alimentación

Pulsadores indicadores de la bomba de sobrealimentación

Hay un pulsador indicador de la bomba de sobrealimentación (bomba sumergida) bajo guarda en cada panel de combustible. Cuando la bomba sumergida está energizada, el pulsador está apagado. Para desenergizar la bomba, se ha de presionar el pulsador de modo que se ilumine OFF.

Pulsadores indicadores de la llave de corte de combustible

Cada panel de combustible tiene un pulsador indicador de llave de corte de combustible bajo guarda. Controla la llave de corte de combustible situada entre el depósito de fuselaje y el motor. Muestra OFF cuando la válvula está cerrada. El módulo ámbar LLAV.

COMB. (FUEL VALVE) se ilumina en la central de aviso de fallos de cada puesto siempre que la llave de combustible no esté totalmente abierta.



Bomba sumergida desenergizada

Llave de combustible desenergizada



Bomba sumergida energizada

Llave de combustible energizada

Figura 3-23 Pulsador indicador de bomba de sobrealimentación/llave de corte de combustible



Figura 3-24 Luz de aviso de la llave de combustible

Sistema de indicación de cantidad de combustible

La cantidad de combustible se mide en el depósito de fuselaje y en el depósito central de ala. No hay indicación del contenido de los depósitos exteriores de ala.

Indicadores de cantidad de combustible

Los indicadores de cantidad de combustible están situados en cada panel de combustible. Indican desde 0 hasta 3200 lb en incrementos de 100 lb. Cada panel de combustible incorpora un pulsador selector de cantidad de combustible para mostrar o bien el contenido del depósito de fuselaje o el del depósito de fuselaje más el depósito central de ala.

Al pulsar el botón de prueba situado debajo del indicador de la cabina delantera, el indicador presenta la suma del contenido de los depósitos central y de fuselaje. El contenido de los depósitos exteriores de ala se puede estimar por referencia al totalizador de combustible incorporado en el indicador de fluxómetro. Cuando los depósitos exteriores y central de ala están vacíos, los indicadores de existencia de combustible presentan una barra horizontal roja.

Pulsadores selectores de cantidad de combustible

Hay un pulsador indicador selector de cantidad de combustible en cada panel de combustible. Si hay presión de transferencia (el correspondiente indicador se muestra en verde) y el pulsador selector de cantidad de combustible está apagado, el indicador de cantidad de combustible mostrará el contenido de los depósitos de fuselaje y central de ala. En esta situación, al presionar el pulsador se muestra el contenido del depósito de fuselaje solamente, se iluminará FUS en ámbar en el pulsador. Si no hay presión de transferencia, la indicación será siempre el contenido del fuselaje solamente y el

pulsador estará siempre iluminado. En este caso, se ha de pulsar el botón de prueba para mostrar el contenido de los depósitos de fuselaje más central de ala.



Indicación de fuselaje solamente



Indicación de fuselaje y central de ala

Figura 3-25 Pulsador selector de cantidad de combustible

Indicadores de existencia de combustible

Ambos paneles de combustible incorporan un indicador de existencia de combustible para cada depósito de ala. El interruptor de bajo nivel de cada depósito de ala está conectado al indicador correspondiente. Con existencia de combustible, el indicador muestra una barra verde horizontal. Cuando se alcanza bajo nivel de combustible, el indicador muestra una barra roja horizontal. Se presenta una barra blanca cuando los indicadores están desenergizados.



Circuito desenergizado	Hay combustible en el depósito	Sin combustible en depósito
	Hay presión de transferencia	Sin presión de transferencia

Figura 3-26 Indicadores de existencia de combustible y presión de transferencia

Luces de aviso de bajo nivel de combustible

Cuando el nivel de combustible en el depósito de fuselaje cae por debajo de aproximadamente 370 lb, el transmisor de cantidad de combustible en el depósito envía una señal para iluminar el módulo rojo MIN. COMB. (LOW FUEL) en la central de aviso de fallos de cada cabina.



Figura 3-27 Luz de aviso de bajo nivel de combustible

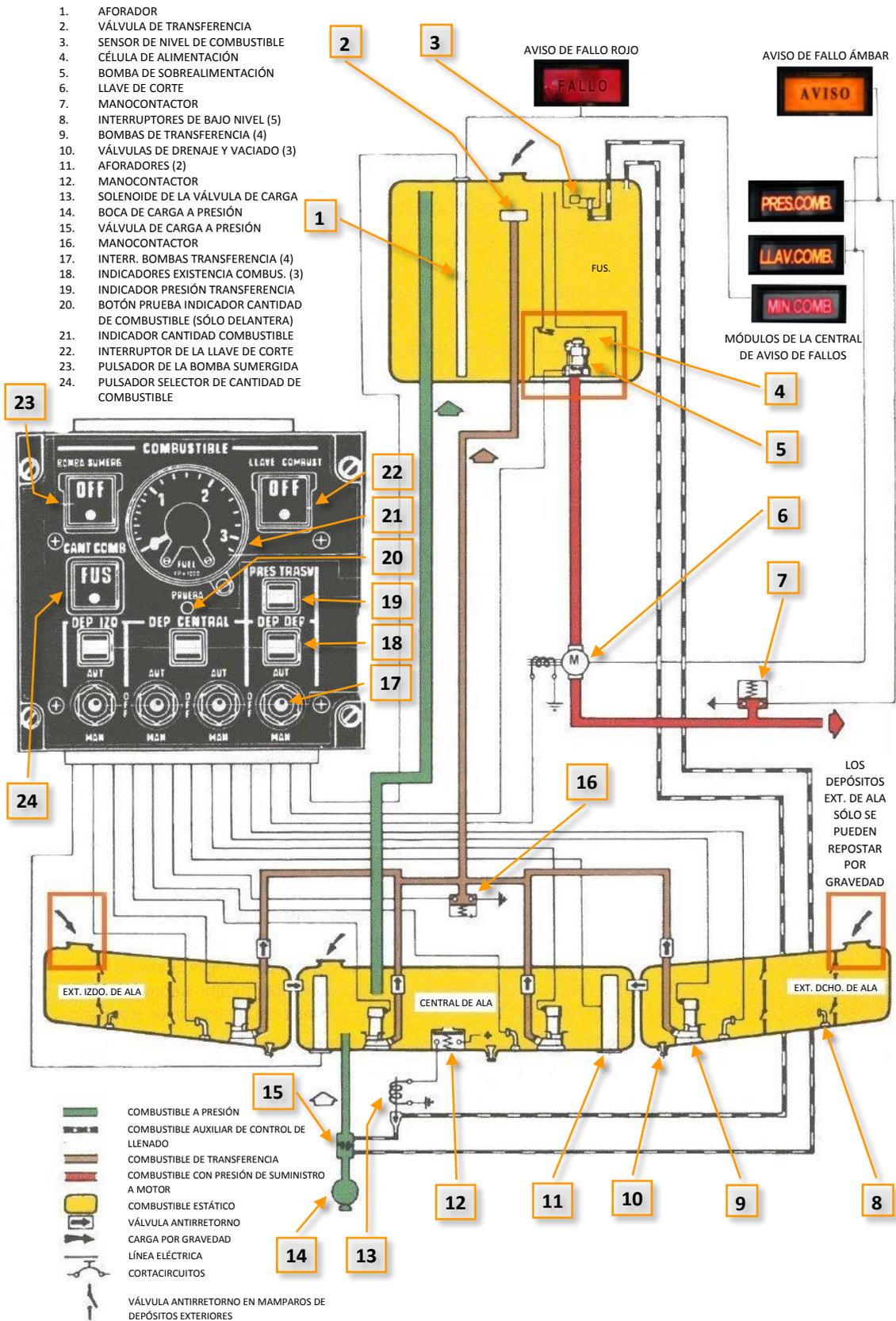


Figura 3-28 Sistema de combustible

3.5. SISTEMA ELÉCTRICO

La energía eléctrica del avión la proporcionan los sistemas de CC y CA. La energía de CC la suministra un generador-arrancador movido por el motor y dos baterías de Ni-Cd de 24V y 23Ah. Hay una toma externa para proporcionar energía de CC desde un grupo externo (GPU) cuando el motor no está en marcha. La energía de CA la suministran dos convertidores estáticos monofásicos idénticos de 700VA y con salida a 11V y 26V, el convertidor normal y el de reserva.

Generador-arrancador

La función de arrancador del generador-arrancador se emplea para iniciar el giro del motor en la puesta en marcha y durante la ventilación de motor. Recibe la energía de las baterías o de la GPU. El arrancador se energiza mediante el interruptor de modo de arranque en el panel de control del motor. El generador está movido por el motor a través de la caja de accesorios y suministra entre 28V y 30V de CC.

Mando de conexión del generador

Este interruptor de tres posiciones está localizado en el subpanel delantero derecho. Está rotulado ON, OFF y RESET, y vuelve por sí mismo a la posición de OFF al ponerlo en RESET. Cuando se sitúa en ON, el generador se conecta a la barra secundaria. En OFF, el generador se desconecta. Antes de conectar el generador o antes de intentar una reconexión, el interruptor debe situarse momentáneamente en RESET para reasentar el relé de campo del generador.

Mando de prueba de fallo del generador

Este interruptor de tres posiciones está localizado al lado del mando de conexión del generador en el subpanel delantero derecho. Está rotulado GF, OFF y OV y vuelve por sí mismo a la posición de OFF. Cuando se sitúa el interruptor en GF (fallo de masa) u OV (sobrevoltaje), se simula el fallo respectivo. La prueba se considera satisfactoria cuando el generador se desconecta y el módulo rojo X. GEN. C.C. (GENERATOR) se ilumina en la central de aviso de fallos. Este módulo se ilumina en cada cabina siempre que el generador se desconecta.

Baterías

Las baterías están conectadas en paralelo al sistema de distribución y se operan mediante el mando de conexión de las baterías. Cada batería dispone de un sensor de sobret temperatura que activa un aviso de temperatura incorporado en el pulsador indicador de batería correspondiente.

Mando de conexión de las baterías

El mando de conexión de las baterías está localizado en el panel subpanel delantero derecho. Cuando se sitúa en ON, las baterías se conectan en paralelo a la barra primaria.

Las baterías se desconectan automáticamente del sistema de distribución cuando se conecta la GPU y se reconectan cuando la GPU se desconecta.

Pulsadores indicadores de batería

Hay un pulsador indicador de batería para cada batería localizados en los subpaneles delantero y trasero derechos. Si la temperatura de una batería alcanza $57 \pm 2.8^{\circ}\text{C}$, se ilumina TEM en la parte inferior del pulsador. En esta situación, la batería puede aislarse presionando el pulsador para derivarlo a masa. El aislamiento se indica mediante el letrero OFF en la parte superior del pulsador. Cuando se conecta una GPU al avión, los pulsadores indican OFF.



Batería desenergizada



Batería desconectada



La batería ha alcanzado 57°C

Figura 3-29 Pulsador indicador de batería

Luces de aviso de batería

Un módulo rojo 70°BAT se ilumina en la central de aviso de fallos si la temperatura de alguna de las baterías alcanza los 70°C .



Figura 3-30 Luz de aviso de batería

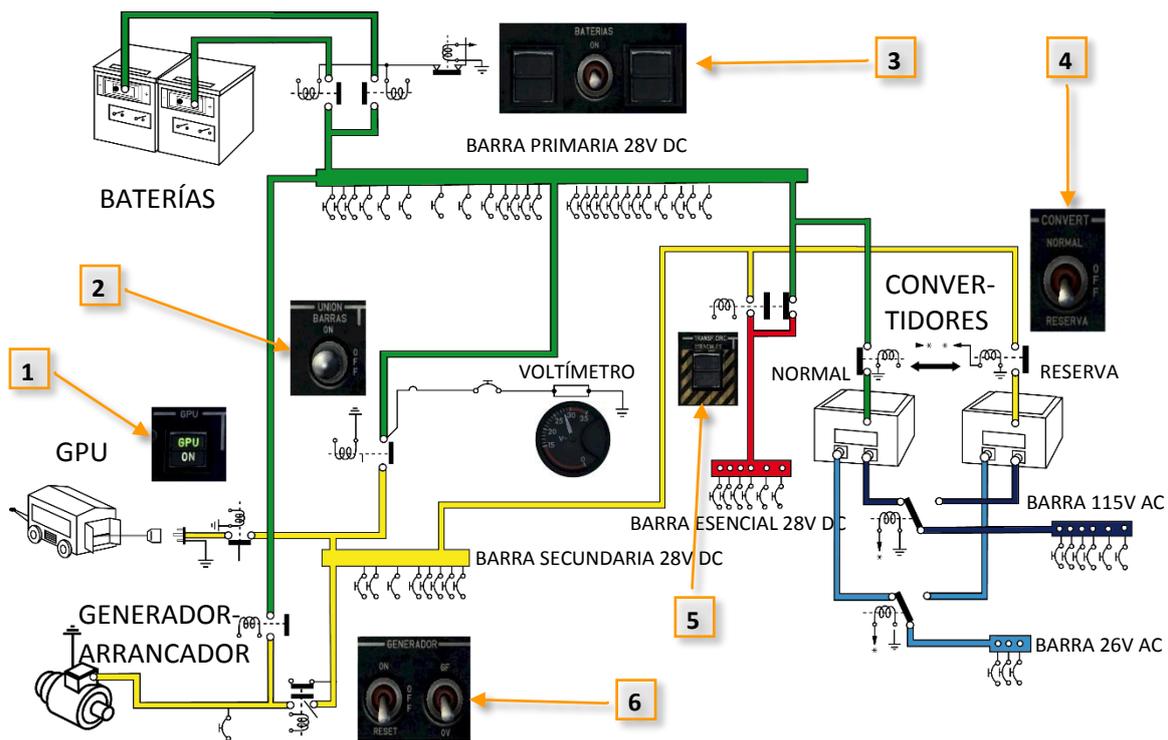


Figura 3-31 Sistema eléctrico

- 1 PULSADOR DE GPU
- 2 MANDO DE UNIÓN DE BARRAS
- 3 MANDO DE CONEXIÓN DE LAS BATERÍAS Y PULSADORES INDICADORES DE BATERÍA
- 4 MANDO DE LOS CONVERTIDORES
- 5 PULSADOR INDICADOR DE TRANSFERENCIA DE LA BARRA ESENCIAL
- 6 MANDOS DE CONEXIÓN DEL GENERADOR Y DE PRUEBA DE FALLO DEL GENERADOR

Sistema de distribución de CC

Hay tres barras de CC: la barra primaria, la barra secundaria y la barra esencial. Las baterías están conectadas a la barra primaria y el generador a la secundaria. Un mando de unión de barras (UNIÓN BARRAS) conecta las barras primaria y secundaria de forma que el generador pueda energizar todo el sistema de distribución de CC. Un pulsador indicador de transferencia de la barra esencial o de circuitos esenciales (TRANSF. CIRC. ESENCIALES) permite que la barra esencial se energice mediante la barra primaria o la secundaria. Esto asegura que en el caso de un fallo del generador o de las baterías, se mantengan los servicios esenciales. La barra esencial está normalmente conectada a la barra primaria. Se puede conectar una GPU para energizar la barra secundaria. Esto se controla mediante el pulsador de GPU en el panel de control del motor. Si el relé de unión de barras está cerrado, la GPU energizará el arrancador y todo el sistema de

distribución de CC. Cuando la GPU está conectada, las baterías y el generador se desconectan automáticamente.

Mando de unión de barras

Es un interruptor de dos posiciones localizado en el subpanel delantero derecho. Está rotulado ON y OFF. Cuando se sitúa en ON, el relé de unión de barras se cierra conectando las barras primaria y secundaria.

Pulsador indicador de transferencia de la barra esencial

Este pulsador indicador está localizado en cada subpanel derecho. Los pulsadores están conectados en serie. Cuando la barra esencial está conectada a la barra secundaria, el pulsador se ilumina mostrando ON. Para conectar la barra esencial a la barra primaria, se presiona el pulsador apagándose la indicación ON.

Voltímetros de CC

Los voltímetros de CC, situados en cada panel de instrumentos, están alimentados por la barra primaria de 28V de CC. Indican el voltaje del generador cuando las barras primaria o secundaria están conectadas, y el voltaje de baterías cuando las barras están separadas. El voltaje individual de cada batería se puede comprobar desconectando alternativamente cada batería mediante los pulsadores indicadores de batería con el mando de unión de barras en OFF.



Figura 3-32 Voltímetro de CC

Sistema de distribución de CA

Hay dos barras de CA: una barra de 115V de CA y una barra de 26V de CA.

Convertidores

El sistema eléctrico de CA está alimentado por dos convertidores estáticos monofásicos idénticos de 700VA. Cada convertidor suministra 115V de CA y 26V de CA. Un convertidor se usa para el suministro normal continuo de corriente alterna (NORMAL) mientras que el otro se usa de reserva (RESERVA). El convertidor normal está alimentado por la barra primaria de CC y el convertidor de reserva por la barra secundaria de CC. En caso de fallo del convertidor normal, este se desconecta automáticamente y se conecta el de reserva. Si falla el convertidor de reserva, se debe conectar el convertidor normal manualmente.

Mando de los convertidores

Este interruptor de tres posiciones, rotulado NORMAL, OFF y RESERVA (STANDBY), está localizado en el subpanel delantero derecho. Cuando se sitúa el interruptor en NORMAL o STANDBY, se conecta el convertidor seleccionado. En la posición OFF, ambos convertidores están desconectados.

Luces de aviso de los convertidores

En caso de fallo del convertidor normal o de reserva, se iluminará el módulo ámbar CONV. NOR. (NORM INV) o CONV. RVA. (STBY INV) correspondiente en la central de aviso de fallos de cada cabina.



Figura 3-33 Luces de aviso de los convertidores

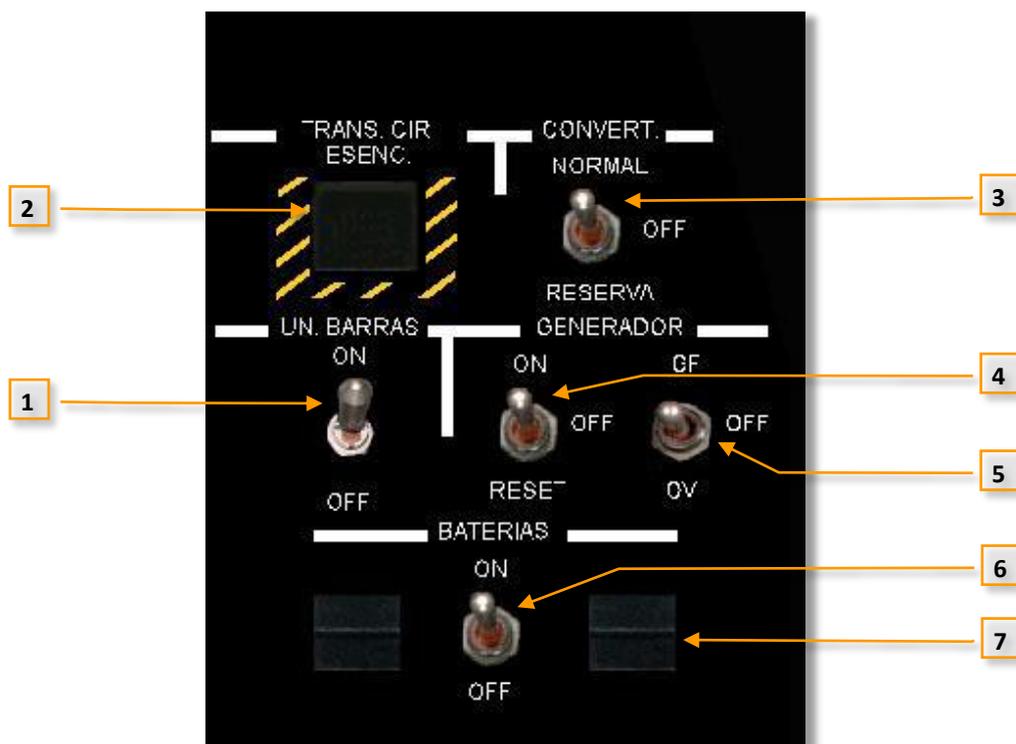


Figura 3-34 Panel de control del sistema eléctrico

- | | |
|--|--|
| 1 MANDO DE UNIÓN DE BARRAS | 5 MANDO DE PRUEBA DE FALLO DEL GENERADOR |
| 2 PULSADOR INDICADOR DE TRANSFERENCIA DE LA BARRA ESENCIAL | 6 MANDO DE CONEXIÓN DE LAS BATERÍAS |
| 3 MANDO DE LOS CONVERTIDORES | 7 PULSADORES INDICADORES DE BATERÍA |
| 4 MANDO DE CONEXIÓN DEL GENERADOR | |

Paneles de cortacircuitos

La mayoría de los circuitos eléctricos están protegidos mediante cortacircuitos térmicos automáticos de tipo pulsador. El panel principal está situado en la consola delantera izquierda, y hay un panel secundario emplazado en la consola trasera izquierda para cortacircuitos que afectan exclusivamente a la cabina trasera.



Figura 3-35 Panel de cortacircuitos de la cabina delantera



Figura 3-36 Panel de cortacircuitos de la cabina trasera

3.6. SISTEMA HIDRÁULICO

El sistema hidráulico energiza los servoactuadores de los alerones, los flaps, el aerofreno, el tren de aterrizaje y los frenos de las ruedas. La presión de 3000 psi del sistema la suministra una bomba movida por el motor a través de la caja de accesorios. El depósito de fluido hidráulico, con una capacidad de 2,5 litros, está situado en la parte posterior del fuselaje. En caso de fallo del sistema, dos acumuladores cargados con nitrógeno proporcionan una fuente secundaria de energía a los frenos de las ruedas y los servoactuadores de los alerones.

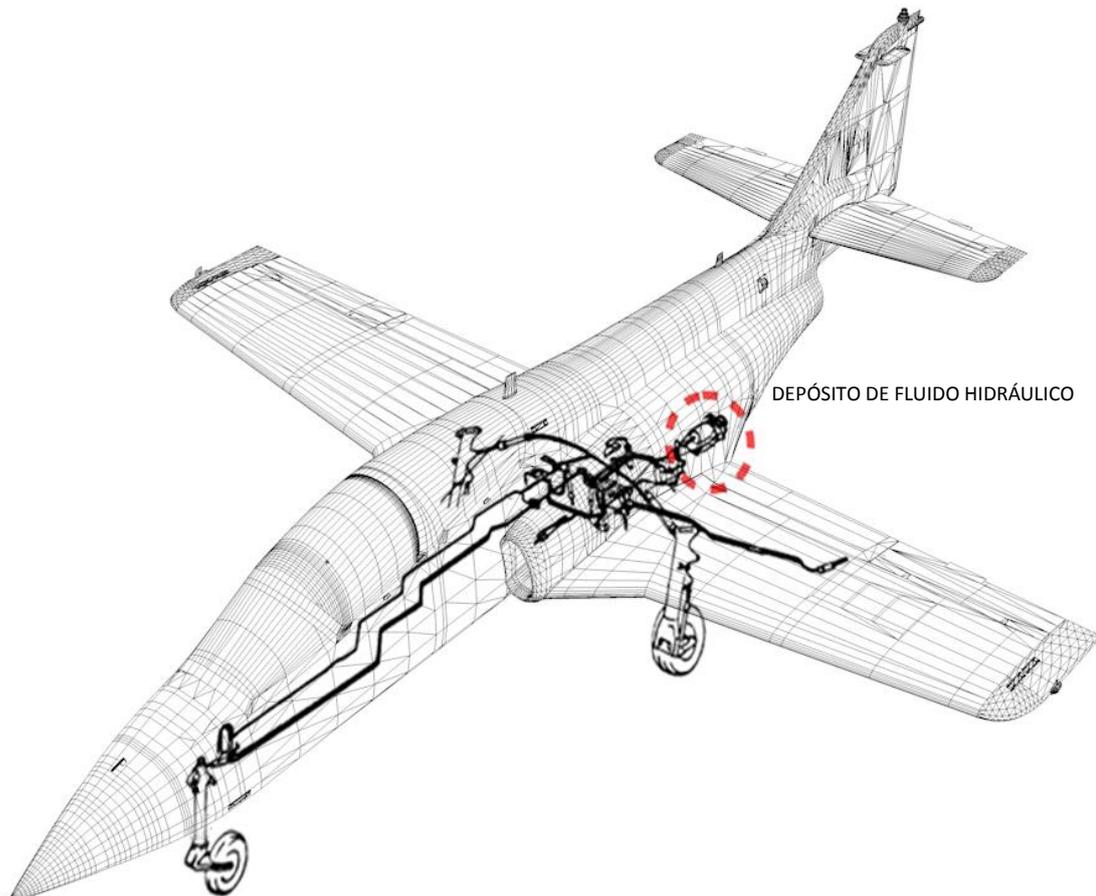


Figura 3-37 Instalación hidráulica

Indicadores de presión hidráulica

Hay un indicador situado en cada panel de instrumentos, energizado por la barra primaria de 28V de CC. El indicador trasero funciona como repetidor del delantero.

Luces de aviso de presión hidráulica

El módulo rojo PRES. HDR. (HYD PRESS) se ilumina en la central de aviso de fallos si la presión cae por debajo de 2000 psi. La luz se apaga a 2500 psi cuando está aumentando. El sistema incorpora un retraso de 10 segundos, de forma que la indicación corresponda a una caída de presión permanente.



Figura 3-38 Indicador de presión hidráulica

Figura 3-39 Luz de aviso de presión hidráulica

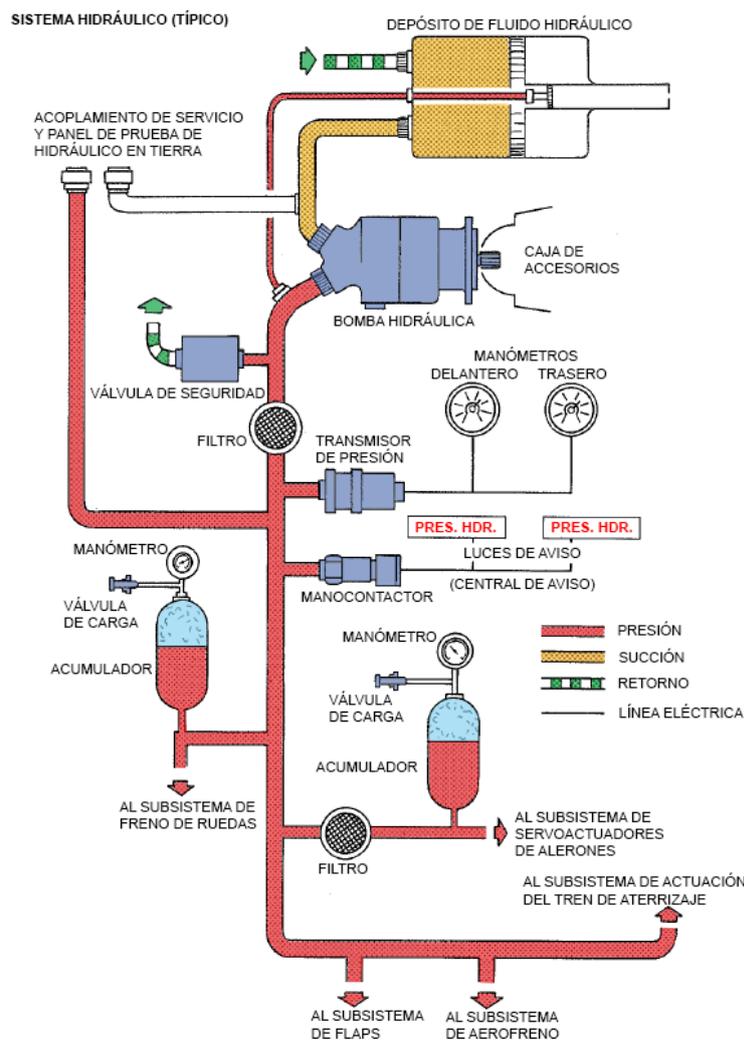


Figura 3-40 Sistema hidráulico

3.7. CONTROLES DE VUELO

Los controles primarios de vuelo son los alerones, los timones de profundidad y el timón de dirección. Los controles secundarios son los flaps de borde de salida y un aerofreno en la parte inferior del fuselaje. Un sistema de sensación artificial de alerones proporciona fuerzas aerodinámicas simuladas a la palanca de mando. Los alerones y el timón de profundidad poseen controles de compensación actuados eléctricamente.

Alerones

El sistema de alerones incorpora un servoactuador actuado hidráulicamente para cada alerón. Están conectados mediante una articulación de varillas y palancas acodadas a la palanca de mando. Si se produce un fallo hidráulico, se proporciona una fuente alternativa de energía mediante un acumulador que puede energizar el sistema durante unos dos minutos. Cuando el acumulador se descarga, se pueden operar los alerones de forma convencional mecánica sujeto a ciertas restricciones de velocidad.

Mandos de corte de servoactuadores

Un pulsador indicador de corte bajo guarda, situado en el panel de emergencia de cada consola izquierda, permite simular un fallo del sistema hidráulico para que el piloto se familiarice con la fuerza ejercida durante el control manual de alerones. Esto se consigue mediante el corte de energía hidráulica a los alerones. Al pulsar el interruptor, se ilumina MAN en letras blancas sobre negro, evitándose la entrada de presión hidráulica al sistema. Pulsándolo de nuevo, se restablece la operación normal y la indicación MAN se apaga. No está simulado en DCS: C-101.

Sistema de compensación de sensación de control de alerones

Debido a las características de diseño del hidráulico, las fuerzas aerodinámicas en los alerones no se transmiten a la palanca de mando, por lo tanto hay instalado un sistema de sensación artificial para simular dichas fuerzas. El compensador de alerones es actuado mediante un servomotor a través del mecanismo de sensación artificial. El rango de deflexión de las aletas de compensación es de $\pm 3^\circ$.

Timones de profundidad

Los timones de profundidad están conectados mediante una articulación de varillas y palancas acodadas a la palanca de mando.

Sistema de compensación del timón de profundidad

La compensación de cabeceo se lleva a cabo mediante el desplazamiento angular del estabilizador horizontal y está actuada eléctricamente por la barra primaria de 28V de CC. El desplazamiento del estabilizador va desde $+6.5^\circ$ hasta -2° . El borde de salida de cada timón de profundidad incorpora una aleta de compensación que puede ajustarse manualmente en tierra. Una interconexión entre el estabilizador horizontal y el aerofreno compensa el cambio de cabeceo resultante de la operación del aerofreno.

Sistema de compensación de alerones y timón de profundidad

Mandos de compensadores de alerones y timón de profundidad

Hay un interruptor de compensación incorporado en la empuñadura de cada palanca de mando. Cuando se desplaza el interruptor lateralmente, adelante o atrás, el compensador libera las fuerzas en la palanca de mando. Regresa automáticamente a la posición central cuando se suelta, manteniendo el ajuste de compensación.

Indicadores de posición de compensadores de alerones y timón de profundidad

Los ajustes de compensación de alerones y timón de profundidad se muestran en el indicador de compensación integrado localizado en cada panel de instrumentos.



Figura 3-41 Indicador de posición de compensadores

Mandos de emergencia del compensador de profundidad

Hay un interruptor de emergencia situado en cada panel de emergencia para su empleo en caso de fallo del interruptor de compensación de la palanca de mando. Los interruptores están rotulados DOWN, OFF y UP. Para operar el interruptor, se debe girar la guarda 90°. Cuando está bajo guarda, el compensador de profundidad se opera desde el interruptor de la palanca de mando. Cuando una de las guardas, delantera o trasera, se gira, los interruptores de la palanca de mando están inoperativos, así como el aerofreno. Además de por el disyuntor o cortacircuitos COMPENS (TRIMS), el compensador de emergencia está protegido por un disyuntor térmico en el panel de emergencias. Una luz adyacente del tipo pulsar para probar se ilumina cuando el actuador del estabilizador horizontal está energizado mediante el mando de emergencia del compensador.

Se puede oír un aviso acústico en los auriculares mientras se compensa. Cuando se saca el disyuntor TONO TRIM (TRIM TONE), este aviso acústico se apaga y las guardas no cortarían la relación entre los circuitos eléctricos de aerofreno y compensador.

Palancas de mando

Cada palanca está montada en una horquilla, la empuñadura de cada palanca incorpora varios controles.



Figura 3-42 Empuñadura de la palanca de mando

1 BOTÓN DE TRANSMISIÓN (PTT)

2 LANZAMIENTO DE ARMAS Y GUARDA

3 SEGURO DEL GATILLO

4 GATILLO DE ARMAS FIJAS

5 BOTÓN DE LA CÁMARA

6 REPELENTE DE LLUVIA

7 CORTE DE COMPENSADOR

8 MANDO DE COMPENSADORES

Control del timón de dirección

El control del timón de dirección se actúa mecánicamente con los pedales mediante una articulación de varillas y palancas acodadas.

Ajuste de los pedales del mando de dirección

Los pedales de dirección se ajustan simultáneamente mediante una palanca situada entre los mismos. Al tirar de dicha palanca, se permite el ajuste de los pedales. Cuando se suelta, los pedales se bloquean en la posición seleccionada.

Flaps de ala

Hay un flap de borde de salida en la parte interior de cada ala adyacente al fuselaje. Los flaps se selectan eléctricamente y actúan hidráulicamente.

Palancas de flaps

Hay una palanca de flaps situada en la consola izquierda de cada cabina. Están interconectadas mediante una conexión flexible y tienen tres posiciones marcadas: UP, TAKEOFF (10°) y DOWN (30°).

Indicadores de posición de flaps

Hay tres indicadores de posición de flaps dispuestos verticalmente uno encima del otro en ambos paneles de instrumentos. Cuando los flaps están totalmente retraídos, el indicador superior muestra UP en letras negras sobre blanco. Cuando los flaps alcanzan la posición seleccionada, el indicador central muestra T.OFF (DESPEGUE) y el inferior DOWN según corresponda. En cualquier posición los otros dos indicadores muestran una banda blanca. Los tres indicadores muestran una banda negra durante las transiciones.



Circuito desenergizado o flaps en tránsito



Flaps arriba



Flaps de despegue



Flaps abajo

Figura 3-43 Indicadores de posición de flaps

Aerofreno

El aerofreno es un panel que se repliega fuselado en la parte inferior del fuselaje. El sistema de aerofreno reduce automáticamente el cambio en cabeceo resultante de la extensión del aerofreno. La posición se selecciona eléctricamente y la actuación es hidráulica. Se puede seleccionar cualquier posición intermedia hasta una extensión máxima de 45°.

Interruptores del aerofreno

Estos interruptores están situados en la empuñadura de cada palanca de gases. El movimiento atrás y adelante del interruptor extiende y retrae el aerofreno respectivamente. El interruptor de la cabina trasera tiene prioridad sobre el delantero.

Indicadores de posición del aerofreno

Hay dos indicadores de aerofreno dispuestos verticalmente uno encima del otro en ambos paneles de instrumentos. Cuando se retrae el aerofreno, el indicador superior muestra IN en letras blancas sobre negro y el indicador inferior se muestra en blanco. Cuando el aerofreno está en transición o en una posición intermedia, ambos indicadores presentan una banda oblicua negra sobre blanco. En su máxima extensión, el indicador inferior muestra OUT en letras blancas sobre negro y el indicador superior se muestra en blanco.



Figura 3-44 Indicadores de posición del aerofreno

Mandos de emergencia de aerofreno

Este pulsador bajo guarda está localizado en el panel de emergencias de cada consola izquierda. En caso de fallo hidráulico, pulsando el interruptor, el aerofreno se retraerá parcialmente debido a las fuerzas aerodinámicas, eliminando así la alta resistencia que genera su extensión completa.



Figura 3-45 Panel de emergencias

- 1 MANDO DE EMERGENCIA DEL COMPENSADOR DE PROFUNDIDAD
- 2 MANDO DE CORTE DE SERVOACTUADORES
- 3 MANDO DE EMERGENCIA DE AEROFRENO
- 4 MANDO DE AJUSTE DEL ASIENTO
- 5 INDICADOR LUMINOSO
- 6 DISYUNTOR TONO TRIM (SÓLO CABINA DELANTERA)
- 7 DISYUNTOR TÉRMICO (SÓLO CABINA DELANTERA)

3.8. SISTEMA DE TREN DE ATERRIZAJE

El avión está equipado con un tren de aterrizaje triciclo y totalmente retráctil. El tren se selecciona eléctricamente y actúa hidráulicamente. Un microinterruptor de seguridad en el tren principal impide la retracción accidental del tren de aterrizaje cuando el avión está en el suelo. En caso de emergencia, se puede cancelar mediante un botón rojo “crash” situado sobre la palanca del tren. También se pueden instalar pinzas de seguridad para asegurar mejor el tren contra una retracción inadvertida. El tren principal se retrae hacia el interior y el de morro hacia adelante.

Palancas del tren de aterrizaje

Hay una palanca de tren en cada subpanel izquierdo. Tiene dos posiciones marcadas UP y DOWN. La parte eléctrica está energizada por la barra primaria de 28V de CC. Ambas palancas del tren están interconectadas mediante un cable.



Figura 3-46 Palanca del tren

Indicadores de posición del tren de aterrizaje

Hay tres indicadores de posición en cada subpanel, uno para cada pata. Cada indicador muestra UP en letras blancas sobre negro cuando la correspondiente pata está arriba y su compuerta de tren bloqueada. Presenta una barra verde cuando la pata está abajo y bloqueada, y una barra roja en posiciones intermedias. La luz en la palanca del tren parpadea en rojo cuando el tren está en tránsito.



Figura 3-47 Luz de aviso del tren de aterrizaje

Luces de aviso del tren de aterrizaje/Silenciadores de aviso acústico

Si una pata del tren no está abajo y bloqueada por debajo de 6500 pies de altitud de presión y un 75% de N1, se ilumina el módulo ámbar TREN (GEAR) en la central de aviso de fallos de cada cabina, y se oirá un aviso acústico. Se puede silenciar pulsando el silenciador en la base de cada palanca de gases. El módulo ámbar TREN permanecerá encendido mientras la condición se cumpla.

Mandos de extensión del tren en emergencia

Hay un sistema de tren de aterrizaje de emergencia que puede ser operado independientemente de la posición de la palanca del tren de aterrizaje mediante una botella de nitrógeno localizada en el pozo del tren de morro. La palanca rotulada EMERG. TREN (EMERG GEAR), localizada en cada consola izquierda, sólo se puede usar

una vez. Cuando el tren se ha extendido neumáticamente, no se puede retraer hidráulicamente.

Pulsador de retracción del tren en emergencia (Pulsador Crash)

La palanca del tren delantera posee un dispositivo de bloqueo que, junto con un microinterruptor en el amortiguador de la pata izquierda de tren principal, impide que la palanca se pueda mover a UP a menos que la pata esté totalmente extendida. Esto evita una retracción accidental en tierra. Un pulsador rojo crash situado encima de cada palanca de tren permite la retracción del tren mientras el avión está en tierra.

3.9. SISTEMA DE FRENOS

Las ruedas del tren de aterrizaje principal están equipadas con frenos de disco, usan presión hidráulica y se operan mediante la acción sobre la parte superior de los pedales. El frenado puede ser normal o de emergencia. El frenado de emergencia está disponible mediante el freno de aparcamiento.

Sistema de anti-skid

El sistema normal de frenado incorpora un sistema de anti-skid para evitar el deslizamiento de las ruedas. El sistema libera la presión de frenado cuando se detecta una condición de deslizamiento.

Pulsadores indicadores de anti-skid

Hay un pulsador indicador de tipo Korry en cada panel de instrumentos. El sistema de indicación de anti-skid está energizado por la barra primaria de 28V de CC. Las indicaciones con tren abajo son las siguientes:



Anti-skid conectado/desenergizado



Fallo del anti-skid



Anti-skid desconectado

Figura 3-48 Pulsador Korry del anti-skid

Sistema de freno de aparcamiento y de emergencia

En caso de fallo del sistema hidráulico, un acumulador localizado en el compartimento del tren de morro, proporciona una fuente de energía de frenado secundaria. El sistema se actúa mediante la palanca de freno de aparcamiento y de emergencia situada en cada subpanel izquierdo.

Palancas del freno de aparcamiento y de emergencia

El freno de aparcamiento se aplica tirando de la palanca de freno de aparcamiento y de emergencia. No es posible usar frenado diferencial ya que la presión se aplica por igual a ambas unidades de freno de ruedas. Para poner el freno de aparcamiento se tira de la palanca y se gira 90° para bloquearla en la posición de aparcamiento.

3.10. SISTEMA DE AVISO DE PÉRDIDA

El sistema consiste en un transmisor de ángulo de ataque (AoA), un computador y un vibrador, conectado a los pedales. Cuando el AoA excede un cierto límite, el computador envía una señal para activar el vibrador. Esto sucede a alrededor de 10 a 15 KIAS antes de la pérdida.

Luz de aviso de pérdida

El módulo ámbar AVIS. PERD. (STALL) se ilumina en la central de aviso de fallos de cada cabina en las siguientes condiciones:

- a. Cortocircuito en los potenciómetros del transmisor de AoA.
- b. Fallo de alimentación eléctrica al vibrador del pedal.
- c. Fallo del modo de prueba.

Interruptores de aviso de pérdida

Un interruptor de dos posiciones rotulado ON y OFF situado en cada subpanel izquierdo energiza el sistema de aviso de pérdida.

Interruptores de prueba del aviso de pérdida

Hay un interruptor de tres posiciones situado en cada subpanel izquierdo al lado del interruptor de aviso de pérdida. Este interruptor está rotulado PRUEBA SIST. (TEST), OFF y TRANSM. Cuando se mantiene en TEST, se inicia la siguiente secuencia para indicar que el sistema está operativo:

- a. El módulo ámbar AVIS. PERD. (STALL) se ilumina en la central de aviso de fallos de la cabina delantera.
- b. El vibrador de pedales actúa en aproximadamente 8 segundos.
- c. El módulo AVIS. PERD. (STALL) se apaga en aproximadamente 10 segundos.

Si se mantiene el interruptor en TRANSM, se prueban los circuitos del potenciómetro del transmisor de AoA. El módulo AVIS. PERD. (STALL) se ilumina para indicar su operatividad.

3.11. SISTEMA DE PITOT-ESTÁTICA

El sistema de pitot-estática suministra presiones de impacto (pitot) y atmosférica (estática) al anemómetro, altímetro y variómetro. La presión estática está conectada al manocontactor que activa el sistema de potencia reducida y tren retraído a baja altitud. El tubo de pitot, que puede calentarse eléctricamente, está situado en la sección de morro de la parte superior del fuselaje delantero. Hay una toma estática a cada lado del fuselaje.

Pulsadores indicadores de calefacción de pitot

Hay un pulsador indicador de calefacción de pitot situado en cada subpanel izquierdo. La calefacción de pitot está energizada a través de la barra primaria de 28V de CC. Para conectar la calefacción, se ha de pulsar este botón tipo Korry. ON se mostrará en letras blancas sobre negro. La sonda de AoA se calentará también al pulsar el Korry.



Figura 3-49 Pulsador Korry de calefacción de pitot

Luz de aviso de calefacción de pitot

El módulo ámbar CAL. PITOT (PITOT HEAT) se ilumina en la central de aviso de fallos de cada cabina cuando hay un fallo del circuito eléctrico del sistema de calefacción de pitot.

3.12. INSTRUMENTOS

Referirse a la sección CONTROLES E INDICADORES DE LA CABINA DELANTERA/TRASERA para ilustraciones de los paneles de instrumentos.

Indicadores de Mach/Velocidad

Hay un indicador idéntico en cada panel de instrumentos que muestra el número de Mach y la velocidad indicada en nudos (KIAS). En la esquina inferior derecha se

encuentra un botón de mando, cuya función es ajustar manualmente un índice triangular que puede ser usado por el piloto como referencia de velocidad.



Figura 3-50 Anemómetro y máchmetro

1 ÍNDICE DE VELOCIDAD

3 ESCALA DE MACH

2 AGUJA INDICADORA

4 SELECTOR DE REFERENCIA DE VELOCIDAD

Indicadores de viraje y resbale

Hay un indicador en cada cabina. Consiste en un instrumento convencional de mecanismo giroscópico, energizado por la barra esencial de 28V de CC. El instrumento muestra la velocidad angular alrededor del eje vertical. Cada punto representa un viraje de 90° por minuto. El inclinómetro indica si el viraje está siendo realizado de forma coordinada o si, por el contrario, hay derrape o resbale durante el viraje.



Figura 3-51 Indicador de viraje y resbale

1 AGUJA DE RÉGIMEN DE VIRAJE

2 INCLINÓMETRO

Indicadores de velocidad vertical (variómetros)

Este indicador localizado en cada panel de instrumentos, muestra la velocidad vertical en pies por minuto (x 1000) hasta ± 6000 fpm.



Figura 3-52 Variómetro

Horizontes artificiales de reserva

Estos indicadores, localizados en cada panel de instrumentos, proporcionan referencia de alabeo y cabeceo como respaldo al ADI. El instrumento está energizado por la barra esencial de 28V de CC. El mecanismo indicador consiste en un cilindro que permanece constantemente horizontal y que pivota alrededor de un eje, mostrando ángulos de cabeceo en incrementos de 10° . La parte superior del cilindro (ángulo positivo = morro arriba) es de color gris claro y la parte inferior (ángulo negativo = morro abajo) es negra. La indicación de alabeo se muestra en la parte superior del indicador. Un símbolo de avión en miniatura proporciona una indicación visual de la actitud de alabeo y cabeceo. Hay un mando de erección rápida (tirar para operar) en la esquina inferior derecha del instrumento. El bloqueo del giróscopo se consigue tirando y girando el mando a la derecha. El ángulo de cabeceo se puede ajustar girando el mando sin tirar. Una bandera de aviso aparece en caso de desenergización o de fallo eléctrico interno.



Figura 3-53 Horizonte artificial de reserva

1 MANDO DE ERECCIÓN RÁPIDA

Altímetro con codificador de altitud

El altímetro con codificador de altitud está localizado en el panel de instrumentos delantero. La altitud se muestra mediante un contador de tambor de tres dígitos (decenas de millares, millares y cientos de pies) y una aguja en incrementos de 50 ft. La ventana de Kollsman se puede ajustar en un margen de entre 950 mb y 1050 mb. El dispositivo codificador está energizado por la barra de 115V de CA y proporciona altitud codificada al ATC a través del transpondedor de IFF.



Figura 3-54 Altímetro con codificador de altitud

- | | |
|---|----------------------------------|
| 1 BOTÓN DE AJUSTE DE ESCALA BAROMÉTRICA | 3 AGUJA |
| 2 ESCALA BAROMÉTRICA (VENTANA KOLLSMAN) | 4 CONTADOR DE TAMBOR (3 DÍGITOS) |

Altímetro

Hay un altímetro situado en el panel de instrumentos trasero, similar al instalado en el panel delantero, pero sin el dispositivo codificador.

Brújula de reserva

La brújula de reserva está instalada en el panel frontal derecho de instrumentos. Es una brújula magnética que se emplea como instrumento de apoyo.



Figura 3-55 Brújula magnética de reserva

- 1 INTERRUPTOR DE LA LUZ DE LA BRÚJULA

Acelerómetros

Un acelerómetro, localizado en cada panel de instrumentos, mide y graba las cargas G positivas y negativas mediante tres agujas. Una de las agujas muestra la carga G actual, mientras que las otras dos graban las máximas cargas G positiva y negativa alcanzadas. El botón PUSH TO SET en la esquina inferior izquierda se usa para volver las agujas a la posición de 1 G.



Figura 3-56 Acelerómetro

1 BOTÓN PUSH TO SET

3.13. LUCES DE AVISO, DE FALLO E INDICADORAS

Las luces de fallo, de aviso e indicadores proporcionan una indicación visual de los fallos o del estado de ciertos equipos y sistemas. El sistema de luces comprende una luz roja de FUEGO, una luz ámbar de AVISO, una central de aviso de fallos y luces indicadoras en los paneles y consolas.

Luces de fallo y de aviso

Las luces de fallo roja y de aviso ámbar están localizadas en cada panel de instrumentos. Están rotuladas FALLO (WARNING) en letras negras sobre rojo y AVISO (CAUTION) en letras negras sobre ámbar. El color rojo y el ámbar significan condiciones críticas que requieren una acción inmediata y condiciones de menor peligrosidad respectivamente. El sistema al que se refiere la luz puede identificarse mediante la central de aviso de fallos. Una vez identificada una condición, se debe cancelar la luz de fallo o de aviso pulsando la pastilla. Esto reasienta la luz para iluminarse de nuevo si ocurre otra condición. Cuando se cancela una luz, el aviso acústico que suena simultáneamente también se cancela.



Figura 3-57 Luz de fallo



Figura 3-58 Luz de aviso

Central de aviso de fallos

Hay una central de aviso de fallos idéntica en el subpanel derecho de cada cabina. Identifican simultáneamente los fallos indicados por las luces de FALLO o AVISO. En la columna izquierda de la central se iluminan los módulos en rojo, correspondientes a la luz roja de FALLO, y en la columna derecha se iluminan los módulos ámbar, correspondientes a la luz ámbar de AVISO. La central está energizada por la barra primaria de 28V de CC.

Una señal de audio de 600 cps suena intermitentemente cuando se ilumina la luz roja de FALLO, y suena una señal continua de audio de 200 cps cuando se ilumina el módulo ámbar GEAR.



Figura 3-59 Central de aviso de fallos

Interruptores de prueba de central de aviso de fallos

Este interruptor, que vuelve por sí mismo a la posición neutral, está situado en el subpanel derecho de cada cabina. Cuando se selecciona TEST, se ilumina toda la central de aviso de fallos, junto con avisos acústicos.

Selectores de nivel de iluminación de central de aviso de fallos

Este selector situado en cada subpanel derecho tiene dos posiciones, BRILLO (BRIGHT) y TENUE (DIM), para el ajuste de la iluminación de la central.

Pulsador de prueba y luz de aviso de fuego de motor

Hay una luz roja de aviso de FUEGO (FIRE) situada en la parte superior derecha de cada panel de instrumentos, así como módulo rojo de FUEGO (FIRE) en cada central de aviso de fallos. Se ilumina en letras negras sobre rojo en caso de fuego o sobrecalentamiento del motor. El pulsador también sirve como botón de prueba del sistema de detección. El circuito está energizado por la barra esencial de 28V de CC.



Figura 3-60 Aviso de fuego de motor

3.14. CÚPULAS

Hay dos cúpulas, delantera y trasera, que abren hacia la derecha. Para cerrar y bloquear la cúpula, se agarra la palanca de apertura, se cierra la cabina y se mueve la palanca de bloqueo de la cúpula hacia adelante. Para desbloquear y abrir la cúpula, se mueve la palanca de bloqueo hacia atrás, se aprieta la palanca de apertura hacia la empuñadura y se abre la cúpula.



Figura 3-61 Apertura de la cúpula

Palancas interiores de bloqueo de cúpula

Esta palanca está situada en el lado izquierdo de cada cabina. Al moverla hacia adelante, se bloca la cúpula.

Palancas interiores de suelta de cúpula

Hay una palanca situada en el lado derecho de cada cabina que permite abrir completamente las cúpulas para evacuación de emergencia o mantenimiento.

Luces de aviso de cúpula desbloqueada

Un módulo rojo BLOC. CAB (CANOPY) se ilumina en cada cabina cuando cualquiera de las cúpulas no está totalmente cerrada.



Figura 3-62 Palanca de suelta de cúpula



Figura 3-63 Luz de aviso de cúpula desbloqueada

3.15. ASIENTO EYECTABLE

Cada cabina está equipada con un asiento eyectable Martin Baker Mk-10 totalmente automático, operado por cartuchos y asistido mediante cohetes para proporcionar un escape seguro dentro de la envolvente operativa de cero velocidad, cero altitud en el rango de velocidades entre cero y 600 KCAS y entre altitud cero y 50000 pies.

Está provisto de pasadores de seguridad para mantener seguros los dispositivos explosivos mientras el avión está en tierra. Estos pasadores se han de quitar antes del vuelo. La eyección se inicia tirando de la anilla de disparo situada entre las piernas en la parte frontal del asiento.

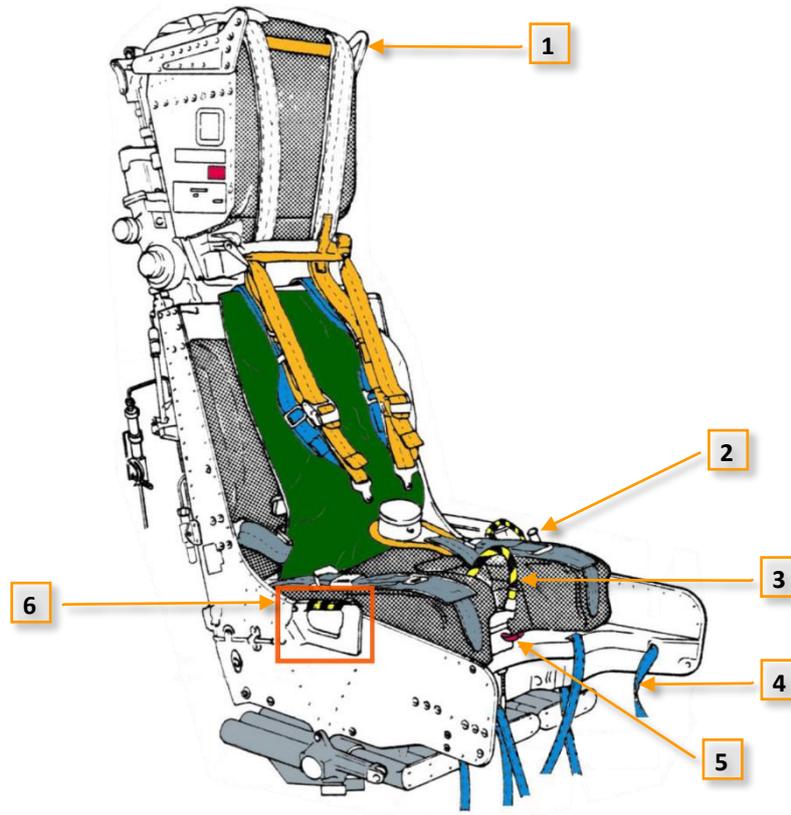


Figura 3-64 Asiento eyectable

1 DISPOSITIVO ROMPEDOR DE CÚPULA

4 CINTAS DE RETENCIÓN DE PIERNAS

2 MANDO DE BLOCAJE DE ATALAJES

5 PASADOR DE SEGURIDAD

3 ANILLA DE DISPARO DEL ASIENTO

6 MANDO DE SEPARACIÓN MANUAL HOMBRE-ASIENTO

Mandos de ajuste de altura del asiento

El interruptor de mando de altura del asiento se encuentra en cada panel de emergencia en las consolas izquierdas. Tiene dos posiciones, SUBIR (UP) y BAJAR (DOWN), que indican la dirección de recorrido del asiento. Ver la figura 3-30.

3.16. SISTEMA DE ACONDICIONAMIENTO Y PRESURIZACIÓN

El sistema de acondicionamiento y presurización comprende el acondicionamiento, la presurización, el antivaho de parabrisas y cúpula, el traje anti-G y la ventilación de cabina de emergencia. El sistema opera con aire de sangrado de los compresores de alta y de baja del motor, y emplea aire de impacto del exterior para enfriar el aire de sangrado a través de una válvula de derivación, que se activa automáticamente por medio de un controlador de temperatura en el modo AUTO y manualmente en el modo MAN.

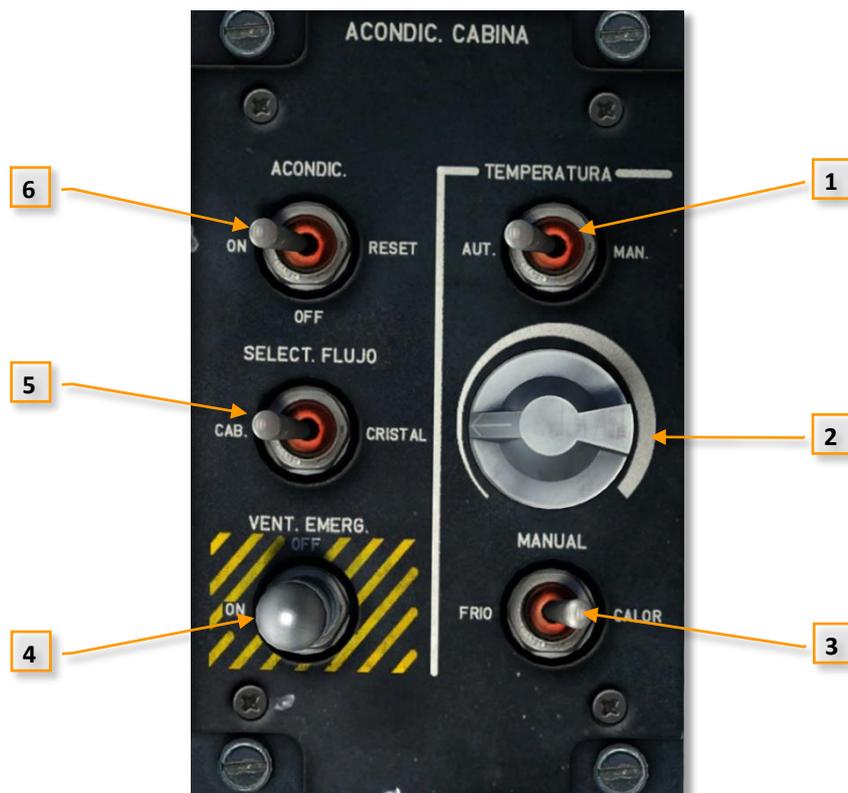


Figura 3-65 Panel de acondicionamiento

1 SELECTOR DE MODO DE TEMPERATURA

4 MANDO DE VENTILACIÓN EN EMERGENCIA

2 SELECTOR DE TEMPERATURA

5 MANDO SELECTOR DE FLUJO

(MODO AUTO)

6 CONMUTADOR DE ACONDICIONAMIENTO
Y PRESURIZACIÓN

3 MANDO DE CONTROL MANUAL

Presurización de cabina

El sistema mantiene la presión de cabina en relación a la altitud del avión de acuerdo con un programa específico de presurización. El módulo rojo PRES. CAB. (CKPT PRESS) se ilumina cuando se alcanza una altitud de cabina de 25000 ft.

Conmutador de acondicionamiento y presurización

Este interruptor está situado en el panel de acondicionamiento. Debe estar en ON para la presurización y acondicionamiento de la cabina.

Altímetro de cabina

Está localizado en la consola derecha delantera y funciona como un altímetro convencional mostrando la altitud de presión de la cabina. Ver la figura 3-67.

Acondicionamiento

La temperatura de cabina se regula en modo automático o manual como se menciona más arriba.

Control de temperatura de cabina

En AUTO, la temperatura se controla ajustando el selector de temperatura. En modo manual (MAN), la temperatura se controla seleccionando (CALOR) HOT o (FRÍO) COLD con el mando de control manual.

Control antivaho

Con el selector en la posición CAB, el flujo de aire a través de los difusores hacia el parabrisas y la cúpula es mínimo mientras que el flujo hacia la cabina es máximo. En la posición CRISTAL (WINDSHIELD), el flujo a través de los difusores antivaho es máximo.

Ventilación de cabina de emergencia

El sistema permite el flujo de aire del exterior a la cabina en caso de fallo de presurización, temperatura incontrolable, etc. Consiste en un conjunto de válvulas de ventilación de emergencia que permanecen cerradas en operación normal.

Control de ventilación de emergencia

Cuando se sitúa el interruptor en ON, entra aire del exterior en la cabina a través de una toma localizada en el fuselaje de morro.

Sistema antilluvia del parabrisas

El sistema aplica fluido repelente de lluvia al parabrisas cuando se pulsa el interruptor incorporado en la palanca de mando de la cabina delantera o en el panel izquierdo delantero.



Figura 3-66 Korry del repelente de lluvia

3.17. SISTEMA DE OXÍGENO

El oxígeno de los pilotos está contenido en dos botellas de alta presión localizadas en el compartimento de equipos de morro. La presión se muestra en el indicador de presión del panel de oxígeno de la cabina delantera, y se repite en el indicador de la cabina trasera. Una válvula de reducción de presión reduce la presión de salida de la botella a 80 psi. A continuación el oxígeno fluye a las máscaras a través de un regulador que reduce la presión intermedia a baja presión. El flujo de oxígeno para ambos pilotos se indica simultáneamente en los paneles de oxígeno delantero y trasero.

Llave de oxígeno

La llave en la consola derecha de cada cabina se usa para abrir y cerrar la válvula de oxígeno correspondiente. Está rotulada A (O) para abrir y C para cerrar.



Figura 3-67 Panel de oxígeno y altímetro de cabina



Figura 3-68 Llave de oxígeno

Luz de aviso de presión de oxígeno

Un módulo rojo PRES. OXIG. (OXY PRESS) se ilumina cuando la presión del sistema al regulador cae por debajo de 45 psi.



Figura 3-69 Luz de aviso de presión de oxígeno

3.18. EQUIPO DE COMUNICACIONES Y NAVEGACIÓN

El equipo de comunicaciones está constituido por:

- Sistema de interfono
- Transceptor de VHF
- Transceptor de UHF

El equipo de navegación está constituido por:

- Sistema VOR/ILS/MB
- TACAN
- Sistema Director de Vuelo

Sistema de control de audio AN/AIC-18

Este equipo permite la comunicación entre cabinas y entre cabina y tierra. Cada piloto puede recibir independientemente cualquier estación de navegación y recibir/transmitir cualquier comunicación.

Hay un panel de control de audio en cada consola derecha, estando el micrófono y los auriculares incorporados en el casco. Un interruptor del tipo pulsar para hablar (PTT) está incorporado en cada empuñadura de palanca de gases y en cada palanca de mando.

Panel de control de audio



Figura 3-70 Panel de control de audio

- | | |
|--|------------------------------------|
| 1 CONMUTADOR Y VOLUMEN DEL INTERFONO | 7 CONMUTADOR Y VOLUMEN DEL HOT MIC |
| 2 CONMUTADOR Y VOLUMEN DEL TACAN | 8 BOTÓN HOT MIC |
| 3 CONMUTADOR Y VOLUMEN DEL UHF | 9 BOTÓN CALL |
| 4 CONMUTADOR Y VOLUMEN DEL VOR | 10 SELECTOR DE MODO |
| 5 CONMUTADOR Y VOLUMEN DEL VHF | 11 MANDO DE VOLUMEN GENERAL |
| 6 CONMUTADOR Y VOLUMEN DE RADIOBALIZAS | |

La intercomunicación entre pilotos (o con tierra) se puede realizar del siguiente modo:

INTER: Para operar en este modo, el selector de modo debe estar en la posición INT, el botón INT fuera y girado al volumen requerido y el interruptor PTT pulsado.

HOT MIC: En este modo de micrófono caliente no es necesario pulsar el PTT. Los botones HOT MIC TALK y HOT MIC deben estar fuera y el último girado al volumen requerido.

CALL: Este es un modo de emergencia que sustituye a los modos INTER y HOT MIC pulsando el botón CALL (llamada).

La recepción de las señales de audio de las radios VHF y UHF así como las señales de identificación del TACAN, VOR, DME, ILS y radiobalizas se realiza sacando el botón respectivo y girándolo para ajustar el volumen.

El PTT se usa para transmitir a través de las radios VHF y UHF.

Radio VHF AN/ARC-134

Este equipo, energizado por la barra esencial de 28V de CC, permite las comunicaciones aire-aire y aire-tierra en el rango de frecuencias de 116.000 a 149.975 MHz en incrementos de 25 kHz. El panel de control está en la consola derecha de ambas cabinas.



Figura 3-71 Panel de la radio VHF

1 INTERRUPTOR DE ENCENDIDO

2 PRUEBA DE DÍGITOS

3 SELECTOR DE FRECUENCIA (INCREMENTOS DE 10 MHz)

4 SELECTOR DE FRECUENCIA (INCREMENTOS DE 1 MHz)

5 SELECTOR DE FRECUENCIA (INCREMENTOS DE 0.1 MHz)

6 SELECTOR DE FRECUENCIA (INCREMENTOS DE 25 kHz)

7 MANDO DE REGULACIÓN DE VOLUMEN Y BRILLO

Pulsador indicador de transferencia de control del VHF

Este interruptor, situado en cada panel de instrumentos, transfiere el control del VHF a/desde cada cabina. Un punto circular se ilumina en el pulsador para indicar cuándo se tiene el control del equipo desde esa cabina.

Pulsador indicador de transferencia de control de navegación

Este interruptor, localizado en cada panel de instrumentos, permite que el control del equipo de navegación VOR se tenga en cualquiera de las cabinas; incluyendo el control de la erección rápida del giróscopo vertical, el control del selector de operación del TARSYN y el control remoto del HSI.

Radio UHF AN/ARC-164(V)

Este equipo, energizado por la barra secundaria de 28V de CC, permite las comunicaciones aire-aire y aire-tierra en el rango de frecuencias de 225.000 a 339.975 MHz en incrementos de 25 kHz. Los paneles de control están situados en el panel frontal de instrumentos de ambas cabinas.

Sus elementos principales son: la unidad de transceptor y control, el indicador de frecuencia, dos antenas, comunes con el equipo IFF y localizadas en el fuselaje superior e inferior, y el interruptor de selección de antena. La selección de la antena se hace mediante este interruptor. En AUT, el equipo selecciona automáticamente la antena con el mejor nivel de recepción.

Selector de función

En la posición OFF, el equipo está desconectado. En MAIN, el receptor principal está encendido. En BOTH, los receptores principal y de reserva están conectados. La posición ADF está inoperativa.

Selector de modo

En la posición GUARD, se sintoniza automáticamente la frecuencia de guardia (243 MHz). La posición MANUAL se usa para sintonizar la frecuencia deseada. La posición PRESET se usa para la sintonización automática de los canales preseleccionados.

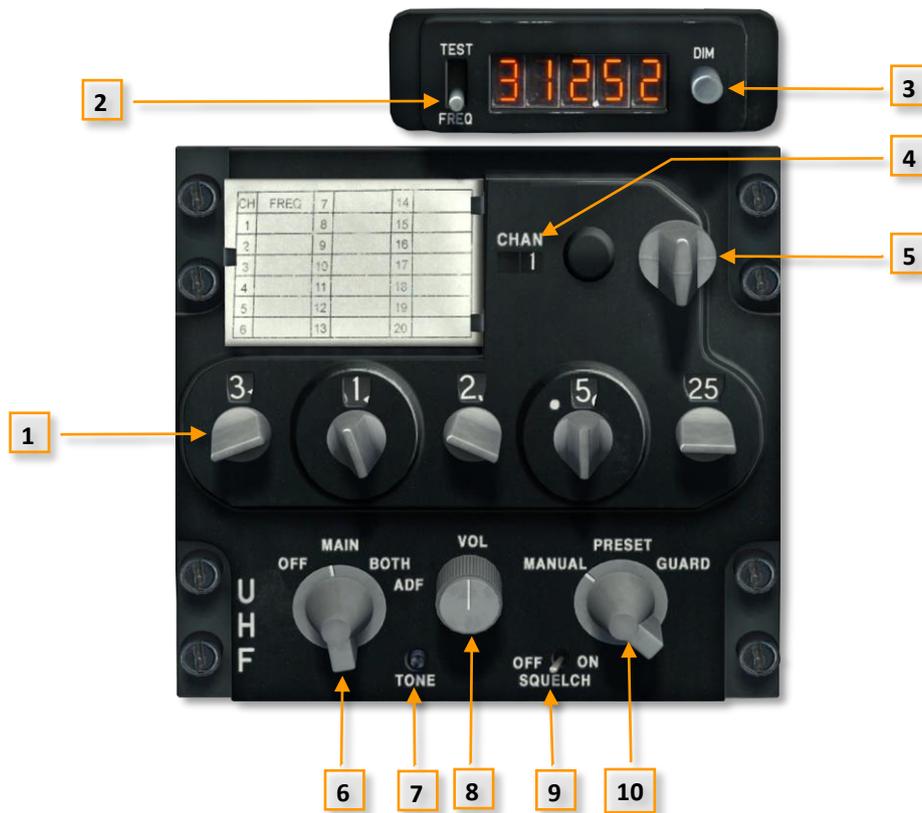


Figura 3-72 Unidad de control del UHF e indicador de frecuencia

- | | |
|---|---------------------------|
| 1 SELECTORES DE FRECUENCIA | 6 SELECTOR DE FUNCIÓN |
| 2 SELECTOR DE MODO DE INDICACIÓN Y PRUEBA | 7 BOTÓN DE TONO DE PRUEBA |
| 3 AJUSTE DEL NIVEL DE BRILLO | 8 MANDO DE VOLUMEN |
| 4 INDICADOR DE CANAL PRESELECCIONADO | 9 SQUELCH |
| 5 SELECTOR DE CANAL PRESELECCIONADO | 10 SELECTOR DE MODO |

Pulsador indicador de transferencia de control del UHF

Este interruptor, situado en cada panel de instrumentos, transfiere en control del UHF a/desde cada cabina. Un punto circular se ilumina en el pulsador para indicar cuándo se tiene el control del equipo desde esa cabina.

Equipo VOR/ILS/MB AN/ARN-127

Este equipo es un sistema completo de navegación y de ayuda al aterrizaje. Recibe señales de VOR, localizador, senda de planeo y radiobaliza. Las señales de salida del receptor se envían al ADI, HSI, RMI y luces de radiobalizas. También proporciona señales de audio de identificación de la estación y de radiobaliza a los auriculares a través del panel de audio. La función VOR/LOC recibe y procesa las señales de VHF de las estaciones en tierra en el rango de frecuencias entre 108.00 y 117.95 MHz en incrementos de 50 kHz. La frecuencia requerida de estación VOR o localizador se sintoniza con el panel de control VOR/ILS de cualquiera de las cabinas. La señal se sintoniza con el panel que tenga el control, de acuerdo con la selección del pulsador de transferencia de navegación. La función GS recibe y procesa las señales de desviación de la senda

de planeo. La función MB recibe y procesa señales de radiobaliza de 75 MHz que generan una indicación visual en las tres luces de radiobalizas (azul, ámbar y blanca) localizadas en el panel frontal de instrumentos de cada cabina, representando la OM, la MM y la IM. Cuando se pulsa el botón VOR-MK TEST, las tres luces de radiobaliza se iluminan y se realiza la prueba del VOR.



Figura 3-73 Panel de control del VOR/ILS

- | | |
|---|---|
| 1 BOTÓN DE PRUEBA DE VOR Y RADIOBALIZAS | 5 SELECTOR DE FRECUENCIA (INCREMENTOS DE 0.1 MHz) |
| 2 BOTÓN DE PRUEBA DE DÍGITOS | 6 SELECTOR DE FRECUENCIA (INCREMENTOS DE 0.05 MHz / 50 kHz) |
| 3 MANDO DE REGULACIÓN DE BRILLO | 7 MANDO DE ENCENDIDO Y VOLUMEN |
| 4 SELECTOR DE FRECUENCIA (INCREMENTOS DE 1 MHz) | |

Equipo TACAN AN/ARN-118

Este equipo proporciona rumbo, desviación de curso y distancia (oblicua) a una estación en tierra o a bordo de otra aeronave. El panel de control está situado en la consola derecha de ambas cabinas. El rumbo se presenta en cada RMI y HSI y la distancia y desviación de curso en cada HSI.



Figura 3-74 Panel de control del TACAN

- | | |
|----------------------------------|------------------------|
| 1 SELECTOR DE CANALES (DECENAS) | 4 SELECTOR DE MODO X/Y |
| 2 BOTÓN DE PRUEBA | 5 SELECTOR DE MODO |
| 3 SELECTOR DE CANALES (UNIDADES) | 6 MANDO DE VOLUMEN |

En el modo REC, el transceptor opera como receptor de señal de navegación sólo para obtener indicación de curso. En el modo T/R, también obtiene indicación de distancia. A/A REC es similar al modo REC salvo que la información de curso se recibe de otra aeronave. El modo A/A T/R se usa para obtener información de curso y distancia de otra aeronave.

Las frecuencias de interrogación y respuesta siempre tienen una diferencia de 63 MHz. Por lo tanto, para poder contactar y recibir información de otra aeronave, se debe sintonizar un canal con una separación de 63 MHz. Ejemplo: si la estación transmisora a bordo de otra aeronave está en el canal 11X, el avión receptor debe estar en el canal 74X. (Siempre el mismo modo X ó Y).

Selector VOR/TACAN

Este pulsador indicador se usa para mostrar o VOR o TACAN en el HSI.



Figura 3-75 Selector VOR/TACAN

Sistema Director de Vuelo

Este sistema proporciona información de actitud y radionavegación integrada en el ADI y HSI. El sistema comprende los siguientes componentes localizados en la cabina: Indicador Director de Actitud (ADI), Indicador de Situación Horizontal (HSI), computador del Director de Vuelo, anunciador del Director de Vuelo, control remoto del HSI y control de altitud.

El sistema comprende los siguientes componentes localizados fuera de la cabina: sistema giroscópico, acoplador de navegación, válvula de flujo y amplificador de banderas.

Indicador Director de Actitud HZ-444

El ADI combina la presentación de actitud con señales de guiado computadas para dirigir al piloto en la interceptación y mantenimiento de la senda de vuelo deseada. El ADI presenta actitud de cabeceo y alabeo, desviación de senda de planeo, desviación del localizador, banderas de fallo, inclinómetro y autoprueba de actitud. También incorpora barras en cruz de órdenes del Director de Vuelo. El avión se ha de volar hacia la intersección de las barras de órdenes. Las órdenes se satisfacen cuando las barras están alineadas con el punto central del símbolo de avión. La barra horizontal muestra las órdenes de cabeceo computadas y la barra vertical las órdenes de alabeo computadas.

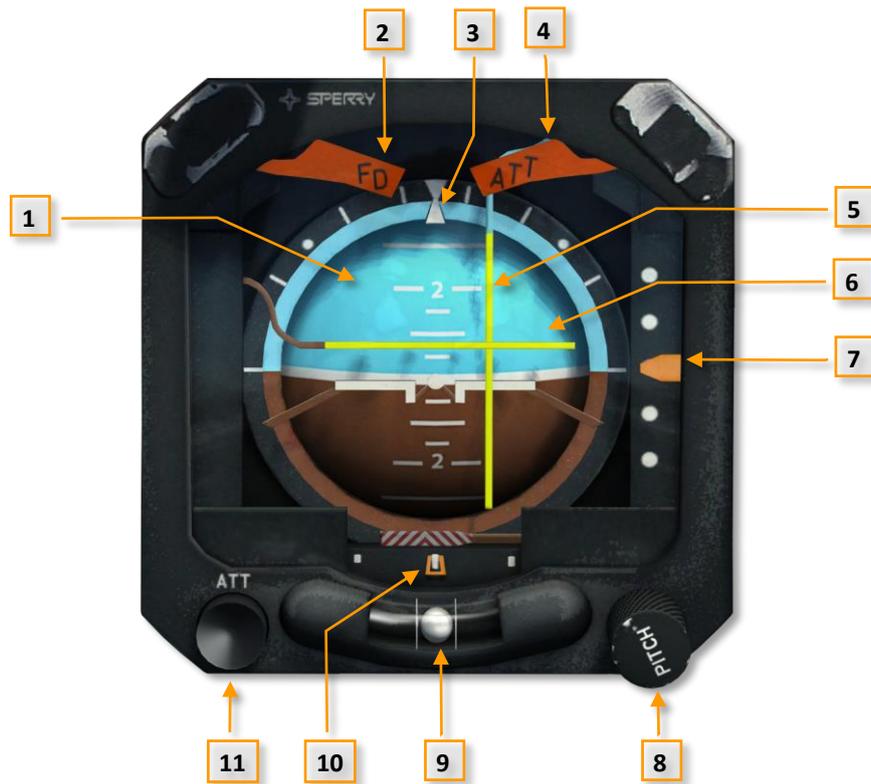


Figura 3-76 ADI

- | | |
|--|--|
| 1 ESFERA DE ACTITUD | 7 INDICADOR DESVIACIÓN DE SENDA DE PLANEEO |
| 2 BANDERA DE FALLO DEL DIRECTOR DE VUELO | 8 MANDO DE AJUSTE DE CABECECO |
| 3 ÍNDICE DE ALABEO | 9 INCLINÓMETRO |
| 4 BANDERA DE FALLO DE ACTITUD | 10 INDICADOR DESVIACIÓN DEL LOCALIZADOR |
| 5 BARRA DE ÓRDENES DE ALABEO | 11 BOTÓN DE PRUEBA DE ACTITUD |
| 6 BARRA DE ÓRDENES DE CABECECO | |

La esfera de actitud se mueve con respecto al símbolo de avión para mostrar la actitud actual de cabeceo y alabeo. Las marcas de actitud de cabeceo están en incrementos de 5 grados. El índice de alabeo muestra la actitud de alabeo actual mediante un índice movable y marcas de referencia de escala fija a 0, 10, 30, 45, 60 y 90 grados.

El indicador de desviación de la senda de planeo muestra la desviación del avión de la senda de planeo, si la frecuencia del ILS está sintonizada. El avión está por debajo de la senda si el indicador está desplazado hacia arriba. El indicador del localizador se muestra siempre que la frecuencia del ILS esté sintonizada y haya una señal válida de localizador disponible, mostrando el desplazamiento del eje del localizador. La indicación está amplificada $7\frac{1}{2}$ veces con respecto a la indicación del HSI, así que se ha de usar sólo como referencia, ya que el indicador es demasiado sensible para ser usado durante toda la aproximación. El inclinómetro, localizado en la parte inferior del ADI, informa al piloto

de cualquier ángulo de resbale o derrape, y le permite, en conjunción con el indicador de viraje, realizar un viraje coordinado.

Cuando se pulsa el botón de prueba de actitud, la esfera muestra un alabeo de 20° a la derecha y una actitud de cabeceo de 10° de morro arriba. El mando de ajuste de cabeceo se usa para ajustar la barra de órdenes de cabeceo con el cabeceo requerido (ver la sección Director de Vuelo). Una bandera roja ATT (actitud) aparece para indicar un fallo en el sistema del giróscopo vertical. Una bandera roja FD (Flight Director) aparece para indicar que las barras de órdenes están inoperativas.

Indicador de Situación Horizontal RD-500A

Hay un HSI (Indicador de Situación Horizontal) en el panel frontal de instrumentos de cada cabina. Proporciona posición del avión con respecto al rumbo magnético y desplazamiento del avión en relación a los radiales del VOR y del TACAN, y al haz del localizador y al de la senda de planeo. También muestra distancia a la estación.



Figura 3-77 HSI

- 1 ANUNCIADOR DE SINCRONIZACIÓN DEL GIRÓSCOPO
- 2 BANDERA DE FALLO DE NAVEGACIÓN
- 3 INDICADOR DE DESVIACIÓN DE CURSO (CDI)
- 4 PRESENTACIÓN DE CURSO
- 5 BANDERA DE FALLO DE RUMBO
- 6 ÍNDICE DE REFERENCIA DE RUMBO
- 7 PRESENTACIÓN DE DISTANCIA

- 8 INDICADOR DESVIACIÓN DE SENDA DE PLANEEO
- 9 BANDERA DE FALLO DE SENDA DE PLANEEO
- 10 PÍNULA DE RUMBO
- 11 INDICADOR DE CURSO SELECCIONADO
- 12 ANUNCIADOR TO-FROM
- 13 INDICADOR DE CURSO RECÍPROCO

El índice de referencia de rumbo muestra información de la brújula magnética giroestabilizada sobre un dial graduado en incrementos de 5 grados. Hay marcas fijas de rumbo a 45 grados a cada lado del eje del avión. La pínula naranja de rumbo con una muesca en el medio se posiciona en el dial rotatorio de rumbo mediante el mando remoto de rumbo para seleccionar y presentar el rumbo de brújula preseleccionado.

El indicador de curso amarillo se posiciona en el dial rotatorio de rumbo mediante el mando remoto de curso para seleccionar un rumbo magnético que coincida con el radial de VOR o TACAN o curso de localizador deseados. El curso ajustado se puede leer en la presentación de curso.

El anunciador TO-FROM proporciona información TO-FROM de VOR y TACAN.

La barra del CDI representa la línea central del curso del VOR, TACAN o localizador seleccionado. En la operación ILS, cada punto representa 1 grado de desviación de la línea central.

El indicador de desviación de la senda de planeo está a la vista cuando se sintoniza una frecuencia de localizador. El avión está por debajo de la senda de planeo si el indicador está desplazado hacia arriba.

Una presentación electrónica digital indica la distancia en millas náuticas a la estación TACAN o DME seleccionada.

El nivel de brillo de las presentaciones de curso y distancia se ajusta con el mando de control de brillo del HSI situado debajo del horizonte de reserva.

Los símbolos • y + del anunciador de sincronización del giróscopo muestran la sincronización del giróscopo direccional. Cuando el sistema está en el modo esclavizado y sincronizado con la brújula, ambos símbolos están visibles. Ver la sección del TARSYN.

Aparecerán banderas de fallo cuando haya un fallo de rumbo, VOR, LOC o GS.

Panel de control remoto del HSI

Este panel de usa para seleccionar curso y rumbo en el HSI.



Figura 3-78 Panel de control remoto del HSI

1 MANDO DE CURSO REMOTO

2 MANDO DE RUMBO REMOTO

Sistema giroscópico TARSYN 333

Es un sistema sensor que comprende un giróscopo vertical, un giróscopo horizontal y los componentes electrónicos correspondientes montados en una base común. Proporciona información de cabeceo, alabeo y rumbo a los sistemas de navegación. El sistema proporciona erección inicial y sincronización automáticas, sincronización manual del giróscopo direccional y erección rápida manual del giróscopo vertical. La operación manual se realiza desde el panel de control del TARSYN.

Para sincronizar el giróscopo con la brújula, se debe accionar el correspondiente interruptor hacia + si se muestra el símbolo + en el anunciador de sincronización del giróscopo, o hacia • si se muestra •. El objetivo es conseguir que ambos símbolos • y + se vean por igual, lo cual significa que el giróscopo está sincronizado. El giróscopo empezará a precesionar con el tiempo, así que este proceso debe realizarse de vez en cuando durante el vuelo.

Se puede seleccionar brújula o giróscopo direccional para presentación con el selector de operación del TARSYN.



Figura 3-79 Panel de control del TARSYN

1 SELECTOR DE ANTENA UHF

2 MANDO DE SINCRONIZACIÓN DEL GIRÓSCOPO DIRECCIONAL

3 ERECCIÓN RÁPIDA DEL GIRÓSCOPO VERTICAL

4 SELECTOR DE OPERACIÓN DEL TARSYN

Control de altitud

Una unidad sensora de presión estática detecta las variaciones de altitud y proporciona una señal a la función ALT del Director de Vuelo para mantener la altitud presente en el momento de la selección del modo.

Acoplador de navegación

Este equipo opera en conjunción con el computador del Director de Vuelo para llevar a cabo la función PAT (Pitch Attitude Trim – ver la sección Computador del Director de Vuelo) así como la captura de radial y la corrección de viento cruzado en el modo VOR.

Válvula de flujo

Es un detector de acimut magnético que captura la dirección de la componente horizontal del campo magnético terrestre en relación al eje longitudinal del avión. La válvula de flujo está montada en la punta de ala derecha y proporciona información al TARSYN para mantener el giróscopo direccional alineado con el campo magnético cuando se está en el modo esclavizado (brújula).

Computador del Director de Vuelo

El director de vuelo (flight director o FD) computa y presenta en ambos ADI's los ángulos de cabeceo y alabeo apropiados requeridos para seguir una senda seleccionada. Esto se consigue volando el avión a la intersección de las barras de órdenes.

El Selector de Modos del computador del director de vuelo está situado en el panel central de instrumentos de la cabina delantera. Consta de 9 pulsadores que permiten la selección por parte del piloto del modo de operación deseado. Los pulsadores se iluminan al pulsarlos, conectando el modo de operación correspondiente.

El Anunciador del Director de Vuelo está situado en el panel central de instrumentos de la cabina trasera. Presenta una disposición similar al Selector de Modos, mostrando el modo que se ha seleccionado en la cabina delantera.

El computador combina las señales de actitud, rumbo, altitud y curso para generar las señales correspondientes para mover las barras de órdenes del ADI, de acuerdo con el modo de operación seleccionado.

El Director de Vuelo está energizado por la barra de 26V de CA.



Figura 3-80 Selector de modos del director de vuelo

Modo SBY

El modo standby se selecciona pulsando el botón SBY en el Selector de Modos situado en la cabina delantera. Esto restablece todos los demás modos del director de vuelo y oculta las barras de órdenes. Mientras se mantiene pulsado, el botón SBY actúa como prueba de luces haciendo que se iluminen todas las luces del anunciador de modos. Cuando se suelta, todas las demás luces del anunciador de modos se apagan.

Modo GO AROUND

El modo go around (aproximación frustrada) se selecciona pulsando el botón GO AROUND. Al pulsarlo, la barra horizontal mostrará el ángulo de ascenso óptimo y la barra vertical planos nivelados. Cuando se seleccione un modo lateral posteriormente, la barra vertical mostrará dicho modo y la horizontal permanecerá en el modo go around.

Modo ALT

El modo mantenimiento de altitud se selecciona pulsando el botón ALT. Ordena el cabeceo requerido para mantener la altitud barométrica. Debería conectarse con planos nivelados, y se puede usar en conjunción con los modos HDG y V/L antes de la captura de la senda de planeo.

Modo PAT

El modo de ajuste de actitud de cabeceo (pitch attitude trim) se selecciona pulsando el botón PAT. La barra horizontal del FD mantendrá el cabeceo ajustado con el mando de ajuste de cabeceo del ADI en la cabina delantera.

Modo HDG

El modo rumbo se selecciona pulsando el botón HDG. Mantiene el rumbo seleccionado en el HSI con el mando selector de rumbo. Se puede usar conjuntamente con los modos PAT o ALT.

Modo V/L

El modo VOR o LOC se selecciona pulsando el botón V/L. Cuando se selecciona, el FD mantendrá el rumbo hasta la interceptación y captura del radial de VOR seleccionado o del LOC.

Modo APP ARM

El modo aproximación armada se selecciona pulsando el botón APP ARM. Cuando está seleccionado, el sistema permanece listo para la captura de GS y LOC. V/L y GS se iluminarán cuando se capturen el localizador y la senda de planeo. Se puede usar en combinación con el modo HDG.

Modo GS

El modo senda de planeo se selecciona pulsando el botón GS. Cuando se selecciona, el sistema proporciona órdenes para la captura de LOC y GS. V/L y GS se iluminarán si la señal de LOC y/o GS es válida.

Modo REV

El modo localizador inverso se selecciona pulsando el botón REV. Permite volar una aproximación de curso posterior y se puede usar con ambos modos de cabeceo, PAT y ALT.

Indicador Magnético de Radio (RMI)



Figura 3-81 RMI

- | | |
|--|-----------------------|
| 1 DIAL ROTATORIO DE RUMBO MAGNÉTICO | 4 AGUJA SIMPLE (VOR) |
| 2 ÍNDICE DE REFERENCIA DE RUMBO | 5 AGUJA DOBLE (TACAN) |
| 3 BANDERA DE AVISO DE FALLO DEL TARSYN | |

Hay un Indicador Magnético de Radio (RMI) localizado en el panel de instrumentos de cada cabina. Recibe datos de rumbo del sistema giroscópico TARSYN. El rumbo magnético del avión se presenta debajo del índice de referencia de rumbo. Una bandera de fallo oculta el índice cuando la indicación de rumbo está inoperativa. La cabeza de la aguja simple indica el rumbo magnético del VOR hacia la estación seleccionada. La cola de la aguja indica el radial del VOR. La cabeza de la aguja doble indica el rumbo magnético del TACAN hacia la estación seleccionada. La cola de la aguja indica el radial del TACAN. Ambas funcionan independientemente de la selección del pulsador VOR/TACAN.

IFF AN/APX-101

El avión está equipado con un transpondedor IFF.

La otra unidad interrogadora en tierra o a bordo de otra aeronave transmite una secuencia de pulsos codificada que activa el transpondedor del avión. El transpondedor responde a la secuencia codificada transmitiendo una secuencia codificada preseleccionada de vuelta al equipo interrogador, proporcionando identificación positiva de la aeronave y, si se requiere, datos de información de altitud.

El equipo tiene cuatro modos de operación: modos 1, 2, 3/A y C. Los modos 1 y 3/A proporcionan identificación de seguridad e identificación de tráfico respectivamente. Los modos 2 los establece la estación en tierra para proporcionar Función de Identificación Selectiva (Selective Identification Feature o SIF). La SIF permite a la aeronave transmitir códigos según se haya establecido en cada modo IFF. El modo C proporciona información de altitud a la estación interrogadora. El equipo está energizado por la barra primaria de 28V de CC y la barra de 115V de CA.

El IFF no está implementado en DCS actualmente.

Panel de control del IFF AN/APX-101

El panel de control del IFF está montado en el pedestal de la cabina delantera. Los controles se describen en la siguiente figura. Los controles numerados 2, 11, 12 y 13 están inoperativos en esta instalación.

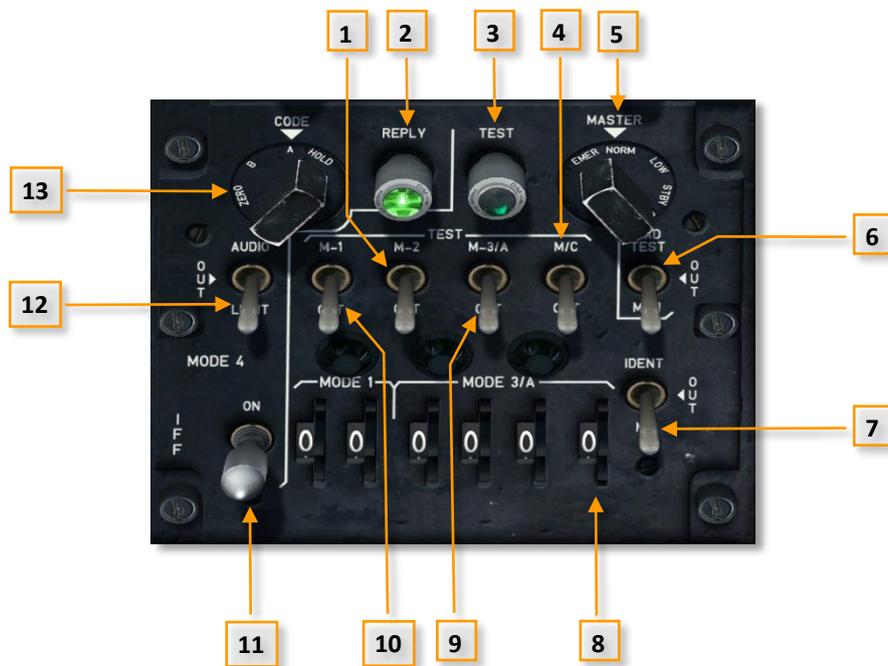


Figura 3-82 Panel del IFF

- | | |
|---------------------------------|----------------------------|
| 1 SELECTOR DE MODO 2 | 8 SELECTORES DE CÓDIGO 3/A |
| 2 INOPERATIVO | 9 SELECTOR DE MODO 3/A |
| 3 LUZ DE PRUEBA | 10 SELECTOR DE MODO 1 |
| 4 SELECTOR DE MODO C | 11 INOPERATIVO |
| 5 INTERRUPTOR PRINCIPAL | 12 INOPERATIVO |
| 6 INTERRUPTOR DE PRUEBA | 13 INOPERATIVO |
| 7 INTERRUPTOR DE IDENTIFICACIÓN | |

3.19. SISTEMA DE ILUMINACIÓN

El sistema de iluminación del avión consiste en iluminación interior y exterior. La iluminación interior comprende la iluminación auxiliar de cabina, luces de lectura de mapas (no funcional en DCS: C-101), luces de tormenta, luces de consolas y luces integrales de instrumentos. La iluminación exterior consiste en una luz anticolisión y luces de posición y aterrizaje. La iluminación interior se controla desde un panel situado en la consola derecha de cada cabina. Los controles de la iluminación exterior están incorporados en la cabina delantera solamente.

En DCS: C-101, el piloto dispone de una linterna personal de bolsillo, que se activa con la combinación de teclas (RCTRL+RSHIFT+L).

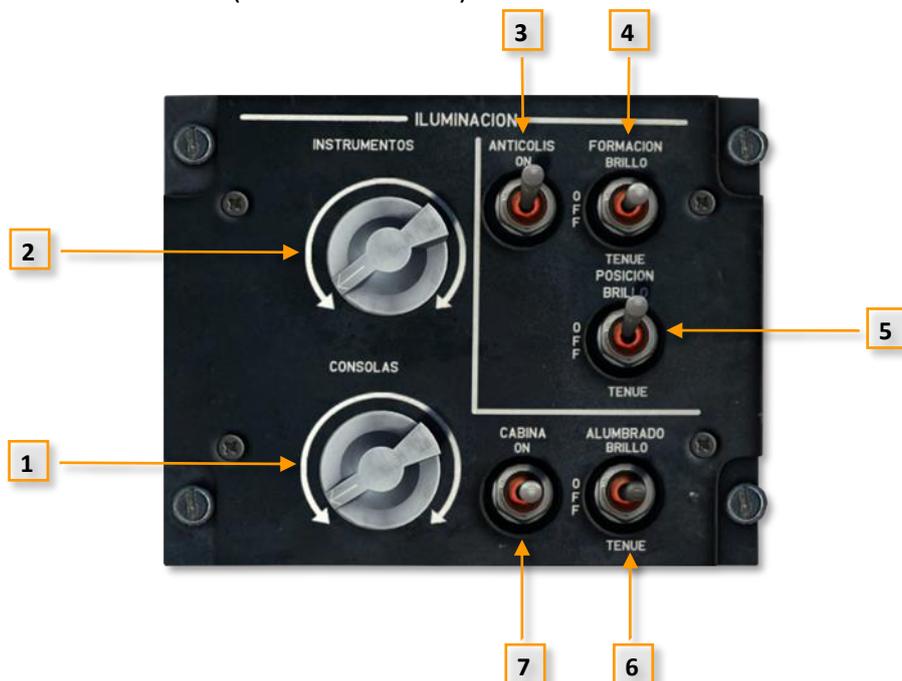


Figura 3-83 Panel de iluminación de la cabina delantera

1 MANDO DE LUCES DE CONSOLAS

5 INTERRUPTOR DE LUCES DE POSICIÓN

2 MANDO DE LUCES INTEGRALES DE INSTRUMENTOS

6 INTERRUPTOR DE LUCES AUXILIARES

3 INTERRUPTOR DE LUZ ANTICOLISIÓN

7 INTERRUPTOR DE LUCES DE TORMENTA

4 INTERRUPTOR DE LUCES DE FORMACIÓN

Las luces rojas auxiliares están energizadas por la barra esencial de 28V de CC a través del cortacircuitos rotulado ALUMBRADO. Se pueden seleccionar dos niveles de iluminación mediante el interruptor de luces auxiliares, que tiene tres posiciones, BRILLO (BRIGHT), OFF y TENUE (DIM).

Las luces de tormenta, dos en cada cabina, son luces de alta intensidad blancas que contrarrestan el efecto deslumbrante de los relámpagos. Están energizadas por la barra

secundaria de 28V de CC a través del cortacircuitos rotulado ILUM INSTR LUZ CAB Y ANTICOLIS (LIGHTS: INSTR. CPT AND ANTI-COLL).

Las luces de consolas están energizadas por la barra de 115V de CA a través del cortacircuitos rotulado LUZ CONSOLAS (CONSOLE LTS).

Las luces integrales de instrumentos están energizadas por la barra de 28V de CC a través del mismo cortacircuitos que las luces de consolas.

Las luces de formación están energizadas por la barra de 115V de CA a través del cortacircuitos rotulado LUZ FORM (FORM LTS). Este interruptor proporciona dos niveles de intensidad de iluminación, BRILLO (BRIGHT) y TENUE (DIM).

Las luces de posición y de silueta consisten en una luz verde de punta de plano derecho, una luz roja de punta de plano izquierdo, una luz blanca de cola y una luz blanca de silueta a cada lado del fuselaje central. Están energizadas por la barra primaria de 28V de CC a través del cortacircuitos rotulado LUZ POSICION FARO DERECHA (POS LT, RH LDG LT).

La luz anticolisión está localizada en la parte superior del estabilizador vertical. Está energizada por la barra secundaria de 28V de CC a través del cortacircuitos rotulado ILUM INSTR LUZ CAB Y ANTICOLIS.

Hay una luz de aterrizaje retráctil bajo cada ala. Están energizadas por la barra primaria de 28V de CC a través de los cortacircuitos rotulados LUZ POSICION FARO DERECHA y FARO IZQ. (LH LDG LT). Cada luz está controlada por un interruptor situado en el lado inferior izquierdo de los paneles de instrumentos. Tienen tres posiciones rotuladas DENTRO (RETRACT) o ANT. (en la cabina trasera), RODAJE (TAXI) y ATERRIZAJE (LAND).



Figura 3-84 C-101 de la Real Fuerza Aérea Jordana

3.20. EQUIPO MISCELÁNEO

Caja de mapas

Hay una caja de mapas localizada en la consola derecha de cada cabina.



Figura 3-85 Caja de mapas

Espejo

El avión dispone de un espejo retrovisor montado en el lado derecho del marco del parabrisas de la cabina delantera.

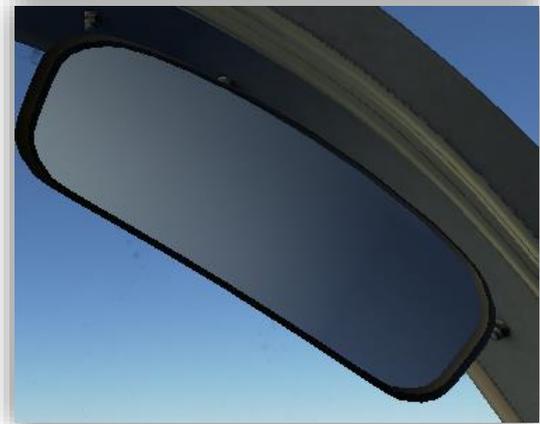


Figura 3-86 Espejo

Cortinillas de entrenamiento de vuelo IFR

La cabina posterior se puede equipar con cortinillas para el entrenamiento del alumno en el vuelo instrumental.



Figura 3-87 Cortinillas

PROCEDIMIENTOS NORMALES



4. PROCEDIMIENTOS NORMALES

Los procedimientos normales en DCS: C-101EB y por tanto en este manual comienzan con la inspección interior. Todas las comprobaciones previas como limitaciones y planificación del vuelo, tarjetas de datos de despegue y aterrizaje, peso y centrado y antes de la inspección exterior e inspección exterior se consideran realizadas.

Nota: (A)/(B) en la lista de comprobación a continuación significa cabina delantera/trasera respectivamente.

4.1. INSPECCIÓN INTERIOR

1 PASADOR DE LA ANILLA	PUESTO
2 (B) VÁLVULA DE MODO DE EYECCIÓN	COMO SE REQUIERA
3 LIGAS Y CINTAS RESTRICTORAS KIT DE SUPERVIVENCIA ATALAJES PEDALES	AJUSTADAS CONECTADO AJUSTADOS AJUSTADOS

CONSOLA IZQUIERDA

4 CORTACIRCUITOS	TODOS DENTRO
Comprobar el motivo de la desconexión de un cortacircuitos antes de reconectarlo.	
5 GUARDA DEL COMPENSADOR DE PROFUNDIDAD DE EMERGENCIA	METIDA
6 DISYUNTOR DE COMPENSACIÓN DE EMERGENCIA	METIDO
7 GASES	RECORRIDO COMPLETO Y STOP
Sacar la palanca de gases de STOP, comprobar su recorrido completo y dejarla en STOP.	
8 INTERRUPTOR DE IGNICIÓN	OFF
9 INTERRUPTOR DE ARRANQUE	NORMAL
10 GPU	CONECTAR
Pulsar LEFT SHIFT + P para conectar la GPU al avión. Estará disponible para proporcionar energía eléctrica más adelante cuando se pulse el Korry.	
11 BOMBAS DE TRANSFERENCIA	(A) OFF (B) ANT

PANEL IZQUIERDO

12 LUCES DE ATERRIZAJE	(A) IN (B) ANT
------------------------	----------------

13 (A) AVISO DE PÉRDIDA	ON
-------------------------	----

14 FRENO DE APARCAMIENTO	(A) PUESTO (B) QUITADO
--------------------------	------------------------

CONSOLA CENTRAL

15 ACELERÓMETRO	1 G
Restablecer el acelerómetro a 1 G.	

16 RADIO UHF	OFF
--------------	-----

17 (A) ANTENAS UHF	AUT
--------------------	-----

18 TARSYN	BRÚJULA
-----------	---------

19 ALTÍMETRO	ELEVACIÓN DEL CAMPO
--------------	---------------------

20 RELOJ	AJUSTAR
----------	---------

21 HORIZONTE DE EMERGENCIA	BLOCADO
----------------------------	---------

22 (A) IFF	OFF
------------	-----

PANEL DERECHO

23 (A) CONVERTIDORES	OFF
----------------------	-----

24 (A) GENERADOR	OFF
------------------	-----

25 (A) UNIÓN DE BARRAS	ON
------------------------	----

26 (A) BATERÍAS	OFF
-----------------	-----

CONSOLA DERECHA

27 (A) ALTÍMETRO DE CABINA	ELEVACIÓN DEL CAMPO
Comprobar que coincide con la elevación del campo.	
28 ILUMINACIÓN INTERIOR	OFF
29 (A) LUCES DE POSICIÓN	BRILLO
30 (A) LUZ ANTICOLISIÓN	ON
31 PANEL DE CONTROL DEL VOR	OFF
32 (A) PANEL DE CONTROL DEL TACAN	OFF
33 LLAVE DE OXÍGENO	ABIERTA
34 PANEL DE CONTROL DE VHF	OFF
35 (B) AVISO DE FALLO DE OXÍGENO	AMBAS
36 PANEL DE CONTROL DE AUDIO	COMO SE REQUIERA
En vuelo normal, al menos los rotatorios de INT, UHF, VHF, HOT MIC y HOT MIC TALK han de estar sacados, y el selector en VHF o UHF.	
37 (A) ACONDICIONAMIENTO	OFF
38 (A) CONTROL DE TEMPERATURA	AUTO
39 (A) SELECTOR DE FLUJO	CABINA
40 (A) SELECTOR DE TEMPERATURA	A LAS 12
Considerando el morro del avión como las 12.	
41 VENTILACIÓN DE EMERGENCIA	OFF

4.2. ANTES DE LA PUESTA EN MARCHA

1 BATERÍAS	ON
2 VOLTAJE DE LA BATERÍA	COMPROBAR
Comprobar el voltaje de cada batería por separado – debería ser de 24V.	
3 GPU	ON
La GPU se conecta a la barra secundaria. GPU ON se ilumina en el interruptor. Los pulsadores indicadores de batería se iluminan. Las baterías y el generador se desconectan automáticamente.	
4 TRANSFERENCIA DE CIRCUITOS ESENCIALES	ON y después OFF
Comprobar la conexión de la barra esencial a la barra secundaria (pulsador indicador iluminado ON), y a la barra primaria (pulsador indicador se apaga). Dejarlo en esta posición.	
5 UNIÓN DE BARRAS	ON
La barra secundaria se conecta a la barra primaria, ambas reciben corriente de la GPU.	
6 CONVERTIDOR	RESERVA
7 INTERFONO	COMPROBAR ABIERTO
Esto se hizo ya en la inspección interior.	
8 ASIENTOS Y PEDALES	AJUSTADOS
El ajuste correcto del asiento es aquel que permite al piloto delantero ver el mamparo enrasado con la parte de arriba del marco superior de las luces de fallos. Además, se ve ligeramente el tubo de pitot en el morro. El piloto trasero debe asegurarse de que su asiento está ajustado de forma que su cabeza esté por debajo del nivel de los rompedores de cúpula para evitar sufrir lesiones durante una eyección.	
9 LUZ DE IGNICIÓN	PULSAR Y COMPROBAR
Pulsar para comprobar.	
10 COMPUTADOR	ON
Pulsar el korry, de modo que la luz se apague.	
11 PANEL DE COMBUSTIBLE	COMPROBAR
a. Indicadores de existencia de combustible	COMPROBAR
Una barra horizontal VERDE indica existencia de combustible, una barra horizontal ROJA indica bajo nivel de combustible.	
b. Botón de prueba de combustible	COMPROBAR
Si en el pulsador selector de cantidad de combustible se ilumina FUS, la cantidad de combustible indicada será la del depósito de fuselaje. Si el pulsador está apagado, la indicación será la del depósito de fuselaje más el depósito central de ala. La indicación requerida se selecciona presionando el pulsador.	
c. Interruptores de las bombas de transferencia	OFF

Comprobar que el indicador de presión de combustible muestra una barra horizontal roja indicando baja presión. Pulsar el botón de prueba de combustible para que indique el contenido del depósito de fuselaje (se muestra FUS). Pulsar el interruptor TEST (sólo cabina delantera) comprobando que FUS se apaga y el indicador de cantidad marca el contenido de los depósitos de fuselaje más central de ala.

d. Interruptores de las bombas de transferencia	AUTO - MAN - OFF
---	------------------

Conectar alternativamente cada bomba de los depósitos con combustible. Al conectar cada bomba en las posiciones MAN y AUTO, comprobar que se indica presión satisfactoria mediante la aparición de una barra horizontal verde en el indicador de presión de combustible, después pasarla a OFF.

12 INTERRUPTORES DE LAS BOMBAS DE TRANSFERENCIA	AUTO
---	------

Tras comprobar cada bomba por separado, dejar los interruptores requeridos en AUTO. Conectar sólo las bombas de depósitos con indicación en verde mostrando existencia de combustible.

13 SELECTOR DE CANTIDAD DE COMBUSTIBLE	FUS
--	-----

En el korry se ilumina FUS.

14 PULSADOR DE LA BOMBA SUMERGIDA	ON
-----------------------------------	----

Cuando el korry está apagado, la bomba sumergida se energiza cuando la palanca de gases se avanza fuera de STOP durante la puesta en marcha.

15 LLAVE DE CORTE DE COMBUSTIBLE	ABIERTA
----------------------------------	---------

Cuando el korry está apagado, la llave de corte de combustible está energizada en abierto. El módulo LLAV. COMB. (FUEL VALVE) se apaga en la central de aviso de fallos.

16 TRIPLE PRUEBA	AVISO DE PÉRDIDA, FF, AVISO DE FUEGO
------------------	--------------------------------------

a. Aviso de pérdida	COMPROBAR
---------------------	-----------

Poner el interruptor en SIST (TEST). El módulo AVIS. PERD. (STALL) se enciende. Tras ocho segundos los pedales comienzan a vibrar y tras 10 segundos el módulo se apaga.

Poner el interruptor en TRANS (RESET) para verificar que la transmisión entre la sonda de AoA y el sistema es correcta, el aviso de pérdida se ilumina de nuevo. Dejarlo en la posición neutral.

b. Flujo de combustible/combustible usado	COMPROBAR
---	-----------

Mantener pulsado el botón de PRUEBA durante unos 30 segundos hasta que el totalizador muestre 10. La indicación del fluxómetro será de 1200 lb/h. Restablecer el totalizador.

c. Detección de fuego	COMPROBAR
-----------------------	-----------

Presionar el pulsador indicador de aviso de FUEGO, comprobar que se activan la luz del pulsador indicador, el módulo FUEGO en la central de aviso de fallos y el aviso acústico.

17 VOLTÍMETRO	COMPROBAR (28V)
---------------	-----------------

Comprobar 28V de CC de la GPU.

18 CENTRAL DE AVISO DE FALLOS	TENUE/BRILLO y PRUEBA
-------------------------------	-----------------------

Mantener pulsado el interruptor de prueba del panel de aviso de fallos en PRUEBA (TEST) y observar la iluminación de todas las luces del panel. Seleccionar TENUE/BRILLO (DIM/BRIGHT) según se requiera.

19 CONVERTIDOR	NORMAL
----------------	--------

Cuando se ponga en NORMAL, habrá un aviso en caso de fallo del convertidor.

4.3. PUESTA EN MARCHA

1 4 ROJAS, 1 ÁMBAR, ITT<200°, 28V

2 ÁREA	LIBRE
--------	-------

3 INTERRUPTOR DE IGNICIÓN	ARRANQUE
Mantener el interruptor en ARRANQUE durante 2 segundos. Observar que la luz de ignición se enciende. Voltaje igual o superior a 15 V.	

4 A 10% de N2: PALANCA DE GASES	IDLE
Comprobar: <ul style="list-style-type: none"> a. Indicación de N1 antes del 20% de N2 b. ITT y presión de aceite aumentan antes de 10 segundos c. Flujo de combustible estabilizado a 200 lb/h d. Presión de hidráulico en arco verde a 3000 psi e. Luz de ignición apagada al 50% N2 	

5 INSTRUMENTOS DE MOTOR	ESTABILIZADOS
N1: 29-33%	
N2: 58-71%	

4.4. DESPUÉS DE LA PUESTA EN MARCHA

1 GPU	OFF
Observar que las luces de baterías se apagan.	

2 GPU	DESENCHUFAR
-------	-------------

3 GENERADOR	RESET/ON
Pasar por RESET antes de ponerlo en ON. El módulo XGENCC (GENERATOR) se apaga.	

4 PRUEBA DE FALLO DEL GENERATOR	REALIZAR
Mantener el interruptor alternativamente en GF y OV. Comprobar que en cada posición el módulo rojo XGENCC (GENERATOR) se ilumina.	

5 EQUIPOS DE NAVEGACIÓN Y COMUNICACIONES	COMO SE REQUIERA
Conectar UHF, VOR, TACAN y VHF como se requiera.	

6 HORIZONTE ARTIFICIAL DE RESERVA	DESBLOCAR
-----------------------------------	-----------

7 IFF	STBY
-------	------

8 PRESIÓN HIDRÁULICA	EN VERDE (3000 PSI)
----------------------	---------------------

9 AEROFRENO	COMPROBAR y DENTRO
Extender el aerofreno y observar que OUT se ilumina en el indicador. Retraerlo y observar que la luz indica IN.	

10 FLAPS	ABAJO y DESPEGUE
Poner los flaps en DESPEGUE y ABAJO, comprobar indicaciones correctas. Dejarlos en DESPEGUE.	

11 ALERONES	COMPROBAR
Asegurarse de que los alerones se mueven correctamente así como de su recorrido completo y libre.	

12 TONO TRIM	METIDO
Se oirá un tono cuando se compensa si el disyuntor está metido.	

13 COMPENSADOR DE PROFUNDIDAD	COMPROBAR y AJUSTAR
Compensar hasta máxima extensión. Empezar a compensar hacia abajo. Mientras se mantiene el compensador abajo pulsado, abrir la guarda de compensación de profundidad e emergencia. Observar que el compensador de la palanca de mando deja de funcionar. Probar el compensador de emergencia hacia arriba y hacia abajo. Cerrar la guarda, continuar compensando hacia abajo hasta la extensión completa. Compensar hacia arriba hasta una indicación de -1.5 para despegue.	

14 TONO TRIM	COMO SE REQUIERA
Se ha de en cuenta que con el tono trim sacado, la guarda de compensación de emergencia no cortará un malfuncionamiento de la compensación automática por uso del aerofreno.	

15 COMPENSADOR DE ALABEO	COMPROBAR y 0
Comprobar que el compensador de alabeo funciona hacia ambos lados y dejarlo en neutral.	

16 CALEFACCIÓN DE PITOT Y DE SONDA	COMPROBAR Y COMO SE REQUIERA
Comprobar la calefacción de pitot y de sonda de AoA y dejarla como se requiera.	

17 INTERRUPTOR DEL AVISO DE PÉRDIDA	ON
-------------------------------------	----

18 ANTIHIELO DE MOTOR	PROBAR Y COMO SE REQUIERA
Pulsar el interruptor de antihielo y observar que se ilumina ON. El módulo ámbar de antihielo aparece brevemente hasta que se alcanza la presión neumática requerida para apagar el aviso.	

19 COMPUTADOR DE MOTOR	COMPROBAR y ON
Comprobar que la temperatura de aceite está por encima de 30°C. Desconectar el computador y observar que los parámetros de motor varían ligeramente y permanecen dentro de los parámetros normales. Avanzar los gases hasta el 75% de N2, observar una respuesta normal del motor. Retrasar los gases a IDLE y volver a conectar el computador.	

20 LUCES	PROBAR Y COMO SE REQUIERA
Ajustar la iluminación como se requiera. En vuelos nocturnos se probarán las luces de aterrizaje. Ajustar la iluminación interior. Ajustar la iluminación exterior.	

21 INSTRUMENTOS	COMPROBAR
Comprobar todo el equipo de navegación en caso de vuelo instrumental.	

22 OXÍGENO	100% y NORMAL
------------	---------------

23 CÚPULA	CERRAR Y BLOCAR
Se apaga el módulo rojo BLOC. CAB (CANOPY).	

24 ACONDICIONAMIENTO	RESET y ON
----------------------	------------

25 PINZA DEL ASIENTO	QUITAR y ENSEÑAR
Quitar la pinza del asiento, mostrársela al mecánico y guardarla.	

Solicitar autorización de rodaje. Comprobar que el área está libre antes de iniciar el rodaje.

4.5. RODAJE

Quitar los calzos, ajustar un 50% N1, soltar el freno de aparcamiento, comprobar los frenos. Gases a ralentí durante los virajes.

1 MANDOS DE VUELO	COMPROBAR
Comprobar un recorrido completo y libre.	

2 INSTRUMENTOS DE MOTOR y de VUELO	COMPROBAR
Comprobar todas las indicaciones con operación normal y dentro de límites.	

3 BOMBAS DE TRANSFERENCIA BOMBA SUMERGIDA y LLAVE DE COMBUSTIBLE FUS	AUTO KORRY APAGADO ENCENDIDO
--	------------------------------------

4 AEROFRENO FLAPS	IN TAKEOFF
----------------------	---------------

5 LUCES DE TREN AVISO DE FALLOS	TRES VERDES APAGADOS
------------------------------------	-------------------------

6 ATALAJES	COMPROBAR
Comprobar que los atalajes están bloqueados.	

7 COMPENSADORES	-1.5 y 0
El compensador de profundidad debe estar a -1.5° y el de alabeo a 0°	

4.6. ANTES DEL DESPEGUE

1 CÚPULAS	CERRADAS y BLOCADAS
Comprobar que el módulo rojo BLOC. CAB (CANOPY) está apagado.	

2 ANTI-SKID	COMPROBAR y ON
Ponerlo en OFF, comprobar los frenos y ponerlo en ON. Comprobar que en el interruptor de anti-skid no se iluminan OFF o ANTI-SKID. El pulsador debería estar apagado.	

3 ALTÍMETRO	QNH
Ajustar la presión atmosférica actual a nivel del mar en la ventana de escala barométrica.	

4 CALEFACCIÓN DE PITOT	ON
------------------------	----

5 PINZA DEL ASIENTO	QUITADA
---------------------	---------

6 INTERRUPTOR DE IGNICIÓN	CONTINUA
Poner el interruptor de ignición en IGNIC. CONT (CONT IGN).	

7 IFF	CÓDIGO y NORM
-------	---------------

8 SELECTOR DE FLUJO	CABINA
---------------------	--------

9 RADIOAYUDAS	APP/SID
Seleccionar las radioayudas requeridas para la aproximación/salida instrumental.	

Solicitar la autorización de ATC. Comprobar que el área está libre antes de entrar en pista.

4.7. DESPEGUE

1 ADI	COMPROBAR
-------	-----------

2 GIRO DIRECCIONAL	BRÚJULA y RUMBO de PISTA
Comprobar el giróscopo direccional con la brújula magnética y el rumbo de pista.	

3 ANTIHIELO	COMO SE REQUIERA
-------------	------------------

4 PRUEBA DE MOTOR	N ₁ , N ₂ , ITT, TEMP ACEITE, FF, VOLT
Aplicar frenos y avanzar gases hasta el MÁX. Comprobar % N ₁ , % N ₂ , ITT, temperatura de aceite, flujo de combustible y voltaje con indicaciones normales y dentro de límites.	

Soltar frenos, el timón de dirección se hace efectivo a 40 kts, rotar a 105 kts, tren arriba a 120 kts y con régimen de subida positivo, flaps y retracción de luces a 125 kts.

4.8. DESPEGUE CON VIENTO CRUZADO

Con fuerte viento cruzado, el timón de dirección es menos efectivo en control direccional y se requiere más frenada diferencial en compensación. Durante la carrera de despegue, mantener alabeo hacia el viento. En la rotación, contrarrestar la deriva aproando hacia el viento con pie y centrando los alerones.

DESPEGUE (TÍPICO)

NIVEL DEL MAR

PESO DEL AVIÓN AL DESPEGUE: 4800 KG
 POTENCIA: MÁX DE DESPEGUE

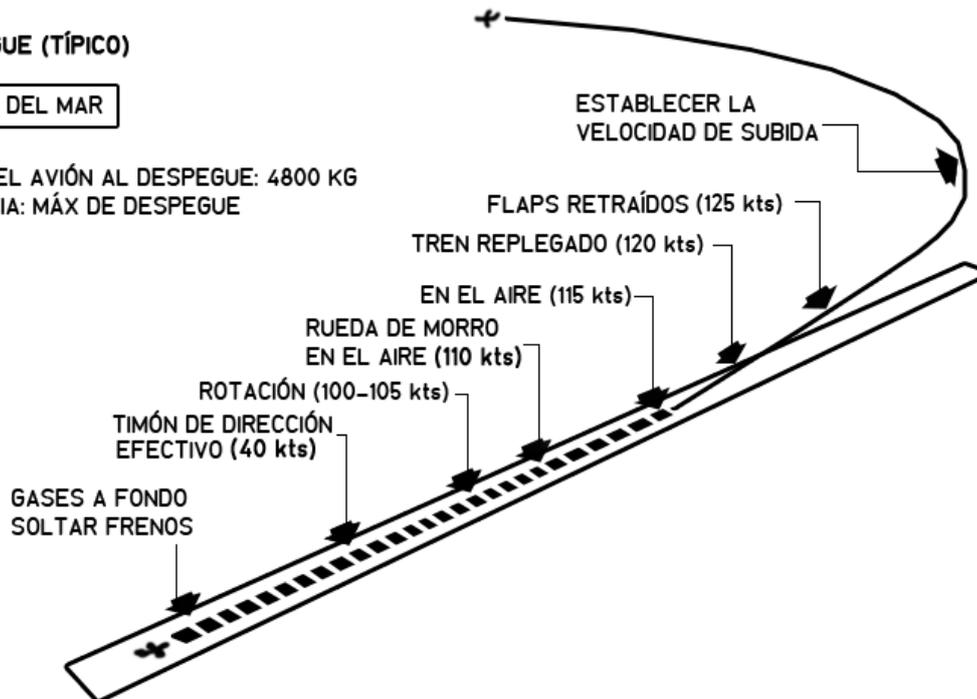


Figura 4-1 Patrón de despegue típico

4.9. ASCENSO

6000 ft EN ASCENSO

1 IGNICIÓN	OFF
------------	-----

2 ALTÍMETRO	COMO SE REQUIERA
Ajustar la presión estándar (1013,25 mb) al pasar la altitud de transición.	

3 Vuelo ferry: bombas de transf. CENTRAL ALA	OFF
En vuelos ferry, desconectar las bombas de transferencia del depósito central de ala hasta que los depósitos exteriores de ala estén vacíos.	

10000 ft EN ASCENSO

1 ANTIHIELO	COMO SE REQUIERA
-------------	------------------

2 OXÍGENO	COMPROBAR
Verificar la indicación correcta de presión y flujo de oxígeno.	

3 ALTITUD DE CABINA	8000 ft
---------------------	---------

4 INSTRUMENTOS DE MOTOR	COMPROBAR
Comprobar todas las indicaciones con operación normal y dentro de límites.	

5 HIDRÁULICO	COMPROBAR
--------------	-----------

6 VOLTAJE	COMPROBAR
-----------	-----------

7 COMBUSTIBLE	COMPROBAR
Comprobar el flujo, presión y cantidad de combustible. Comprobar las bombas de depósito de ala como se requiera.	

4.10. CRUCERO

Realizar los siguientes chequeos a intervalos frecuentes (15 min aprox.).

1 OXÍGENO	COMPROBAR
-----------	-----------

2 ALTITUD DE CABINA	COMPROBAR
---------------------	-----------

3 INSTRUMENTOS DE MOTOR	COMPROBAR
-------------------------	-----------

4 HIDRÁULICO	COMPROBAR
--------------	-----------

5 VOLTAJE	COMPROBAR
-----------	-----------

6 COMBUSTIBLE	COMPROBAR
---------------	-----------

4.11. DESCENSO

Los descensos rápidos causan generalmente los más severos problemas de condensación. Es recomendable por tanto seleccionar la máxima temperatura compatible con el confort de la tripulación antes de iniciar el descenso, especialmente en un descenso rápido. El selector de flujo del panel de acondicionamiento debería estar en CRISTAL (WINDSHIELD) para evitar el empañamiento del parabrisas y la cúpula.

1 ADI	COMPROBAR
2 GIRO DIRECCIONAL	COMPROBAR con la BRÚJULA
3 IGNICIÓN	CONTINUA
4 ANTIHIELO	COMO SE REQUIERA
5 ALTÍMETRO	COMO SE REQUIERA
Ajustar el QNH al pasar el nivel de transición. El QFE (presión a la elevación del aeródromo) podría requerirse en algunos espacios aéreos particulares como el espacio aéreo ruso.	
6 SELECTOR DE FLUJO	COMO SE REQUIERA
7 OXÍGENO	COMPROBAR
8 INSTRUMENTOS DE MOTOR, VUELO y NAV	COMPROBAR
9 CALEFACCIÓN DE PITOT	ON
10 COMBUSTIBLE	COMPROBAR

4.12. ANTES DEL ATERRIZAJE

1 IGNICIÓN	CONTINUA
2 PRESIÓN HIDRÁULICA	EN VERDE (3000 PSI)
3 ALTÍMETRO	QNH
4 ANTISKID	ON
5 En aproximación IFR: POTENCIÓMETRO MK	SACADO

4.13. ATERRIZAJE

Para el aterrizaje en pistas de longitud no crítica, se puede emplear el frenado aerodinámico para preservar los frenos y los neumáticos. Recoger a 110 KIAS sobre el umbral y tomar tierra a 95 KIAS sobre el tren principal. Mantener la rueda de morro elevada mediante la aplicación progresiva de palanca atrás hasta que, cuando esté totalmente atrás, bajar suavemente la rueda de morro hasta tocar la pista. Aplicar frenos y contrarrestar la guiñada y mantener el control direccional mediante el uso del timón de dirección en combinación con frenada diferencial. La efectividad del timón decrece a medida que disminuye la velocidad de rodaje.

4.14. ATERRIZAJE CON VIENTO CRUZADO

Se recomienda la técnica de mantener bajada el ala del lado del viento para contrarrestar la deriva y mantener la alineación con el eje de pista. Con fuerte viento cruzado, se puede usar una combinación de corrección de deriva y plano bajado. Las alas deben estar niveladas en el momento de la toma de contacto. Tras la toma, mantener alabeo hacia el viento y el control direccional con el timón de dirección en combinación con frenada diferencial.



Figura 4-2 C-101 de la Patrulla Águila, 1985

PATRÓN DE ATERRIZAJE (TÍPICO)

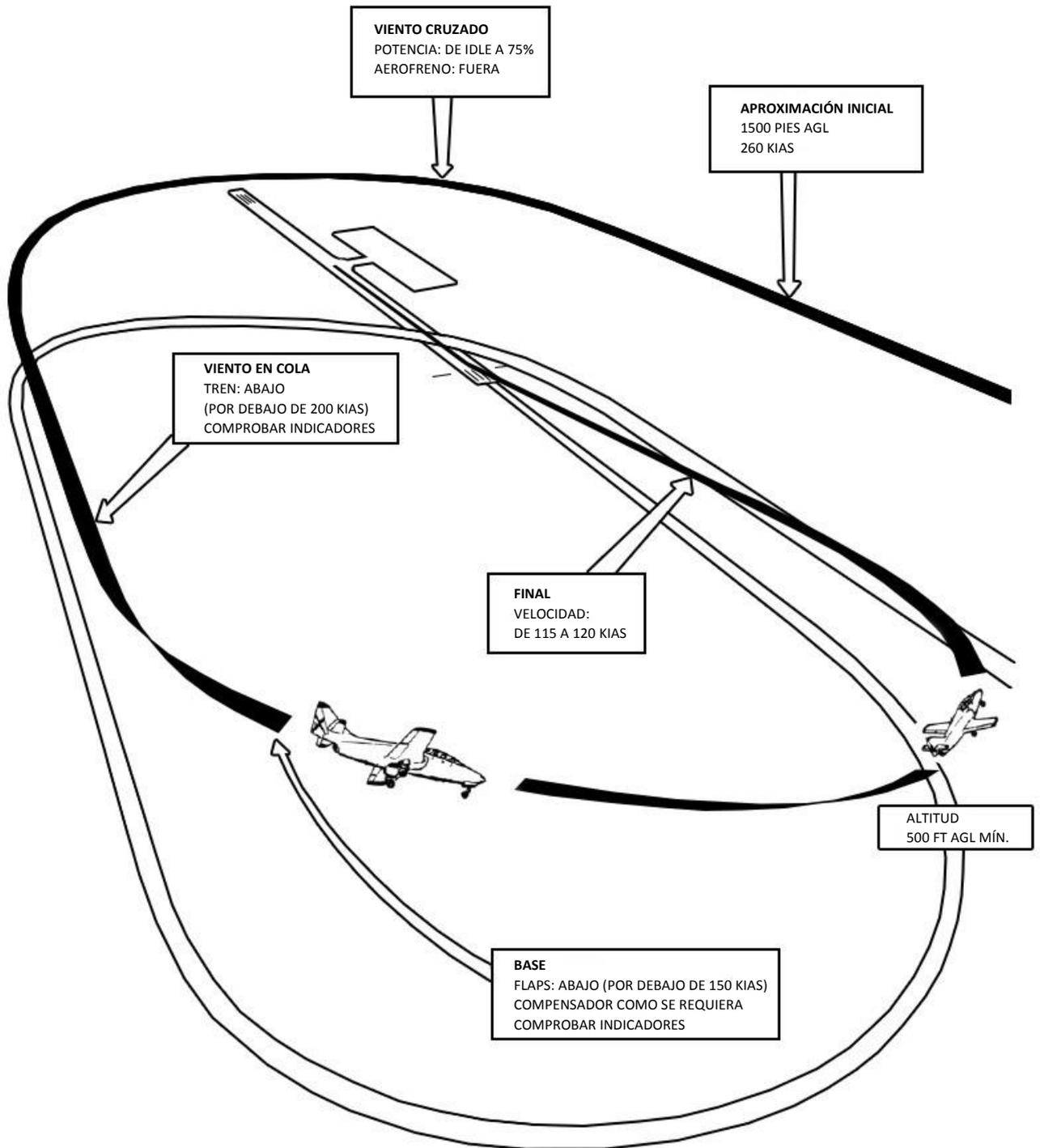


Figura 4-3 Patrón típico de aterrizaje

4.15. APROXIMACIÓN FRUSTRADA

1 PALANCA DE GASES	MÁX
2 AEROFRENO	IN
3 COMPENSADOR	COMO SE REQUIERA
4 TREN	ARRIBA
Retraer el tren cuando se haya establecido un régimen de ascenso positivo.	
5 FLAPS	RETRAÍDOS

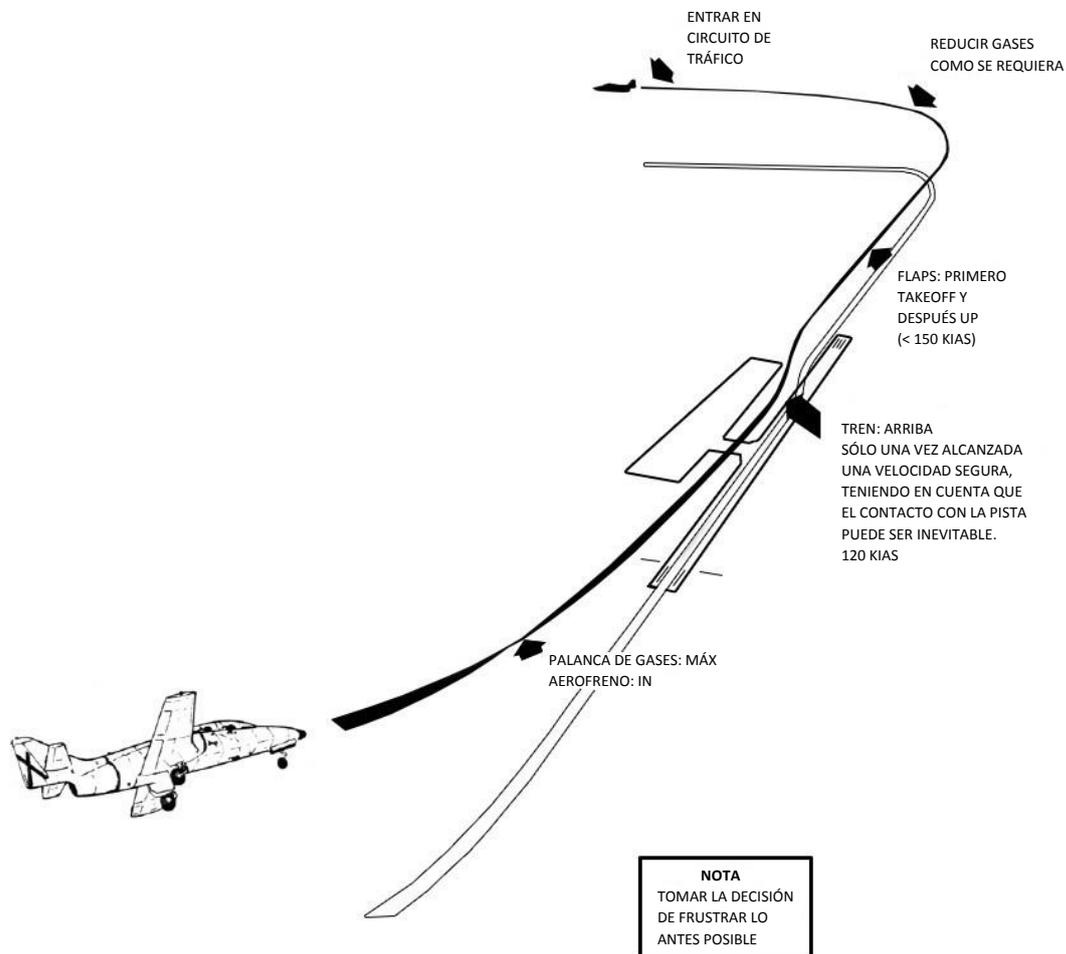


Figura 4-4 Aproximación frustrada

4.16. DESPUÉS DEL ATERRIZAJE

1 PINZA DEL ASIENTO	PONER
2 CALEFACCIÓN DE PITOT	OFF
3 ANTIHIELO	OFF
4 IGNICIÓN	OFF
5 LUCES DE ATERRIZAJE	COMO SE REQUIERA
6 AEROFRENO	IN
7 FLAPS	UP
8 IFF	OFF
9 VOR	OFF
10 TACAN	OFF

4.17. APARCAMIENTO

1 CALZOS	PUESTOS
2 PRENO DE APARCAMIENTO	PUESTO/COMO SE REQUIERA
Tras una frenada fuerte no poner el freno de aparcamiento hasta que haya pasado un tiempo de enfriamiento de frenos adecuado.	
3 PALANCA DE GASES	IDLE
Mantener la palanca de gases en IDLE (<38 N _i) por un mínimo de 2 minutos antes de parar el motor.	
4 AEROFRENO	COMO SE REQUIERA
5 FLAPS	DOWN y después UP
6 HORIZONTE DE RESERVA	BLOCADO
7 RADIOS UHF, VHF	OFF
8 ACONDICIONAMIENTO	OFF

9 CÚPULA	ABRIR
----------	-------

10 BOMBA SUMERGIDA	OFF
Pulsar el korry y comprobar que se ilumina OFF.	

11 BOMBAS DE TRANSFERENCIA	OFF
Comprobar que cada indicador de presión de transferencia muestra una barra roja horizontal.	

12 PALANCA DE GASES	STOP
---------------------	------

Comprobar los tiempos mínimos hasta marcación 0%: N ₂ → 15 segundos N ₁ → 50 segundos	
---	--

13 LLAVE DE CORTE DE COMBUSTIBLE	OFF
Pulsar el korry y comprobar que se ilumina OFF.	

14 CONVERTIDORES	OFF
------------------	-----

15 GENERADOR	OFF
--------------	-----

16 UNIÓN DE BARRAS	OFF
--------------------	-----

17 BATERÍAS	OFF
Poner el interruptor en OFF al 0% de N ₁ .	

18 ILUMINACIÓN	OFF
Anticolisión OFF Iluminación exterior OFF Iluminación interior OFF	

19 LLAVES DE OXÍGENO	OFF
----------------------	-----

PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA



5. PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA

5.1. FALLO DE FRENOS DE RUEDAS

El fallo de frenos ocurrirá como consecuencia de una pérdida total de presión hidráulica.

1 FRENO DE APARCAMIENTO/EMERGENCIA	APLICAR
------------------------------------	---------

5.2. ABORTO DE DESPEGUE

1 PALANCA DE GASES	IDLE
--------------------	------

2 FRENOS	NORMAL o EMERGENCIA
----------	---------------------

5.3. FALLO/FUEGO DE MOTOR DURANTE EL DESPEGUE

Si se aborta el despegue:

1 PALANCA DE GASES	IDLE
--------------------	------

2 FRENOS	EMERGENCIA
----------	------------

Si se continúa el despegue:

1 PALANCA DE GASES	MÁX
--------------------	-----

5.4. EYECCIÓN

1 POSTURA CORRECTA	ADOPTAR
--------------------	---------

2 ANILLA DE DISPARO DEL ASIENTO EYECTABLE	TIRAR
---	-------

ATENCIÓN: Es esencial que el piloto de la cabina trasera mantenga su cabeza por debajo de los rompedores de cúpula. El no hacerlo podría tener como consecuencia lesiones severas o fatales.

5.5. FUEGO DE MOTOR EN VUELO

1 PALANCA DE POTENCIA	IDLE
-----------------------	------

2 PALANCA DE POTENCIA	STOP
-----------------------	------

3 LLAVE DE CORTE DE COMBUSTIBLE	CERRAR
---------------------------------	--------

Si el fuego continúa:

4 EYECTARSE INMEDIATAMENTE

5.6. DAÑO DE MOTOR EN VUELO

1 PALANCA DE GASES	IDLE
--------------------	------

2 NO INTENTAR UN REARRANQUE

5.7. REARRANQUE EN VUELO

1 PALANCA DE GASES	IDLE
--------------------	------

2 IGNICIÓN	ARRANQUE
------------	----------

5.8. RECUPERACIÓN DE LA PÉRDIDA DE CONTROL

Si la altitud disponible es suficiente:

1 PALANCA Y PEDALES	NEUTRAL
---------------------	---------

La recuperación de la mayoría de las situaciones de pérdida de control se puede conseguir centrando la palanca de mando y los pedales.

2 PALANCA DE GASES	IDLE (a menos que se esté a escasa altitud)
--------------------	---

La palanca de gases se ha de retrasar a IDLE para reducir la posibilidad de un apagado de llama a menos que se esté a baja altitud donde los gases pueden ser necesarios para la recuperación.

La recuperación de una condición de pérdida de control puede resultar en una pérdida de altitud de 800 - 1500 pies como mínimo. Evitar el bataneo durante la recuperación.

Sin altitud suficiente para la recuperación:

3 EYECTARSE INMEDIATAMENTE

5.9. DISTANCIA MÁXIMA DE PLANEO

La distancia máxima de planeo se obtiene en configuración limpia (flaps, aerofreno y tren retraídos) y manteniendo las velocidades de planeo recomendadas de la siguiente tabla, lo cual resulta en el mejor ángulo de planeo (L/D máx).

Regla general: el avión planea 2 millas náuticas por cada 1000 pies de altitud.

COMBUSTIBLE REMANENTE EN LBS	VELOCIDAD DE PLANE0 EN KCAS
350	125
950	130
1650	135
2300	140
3000	145
3600	150

Figura 5-1 Mejor velocidad de planeo

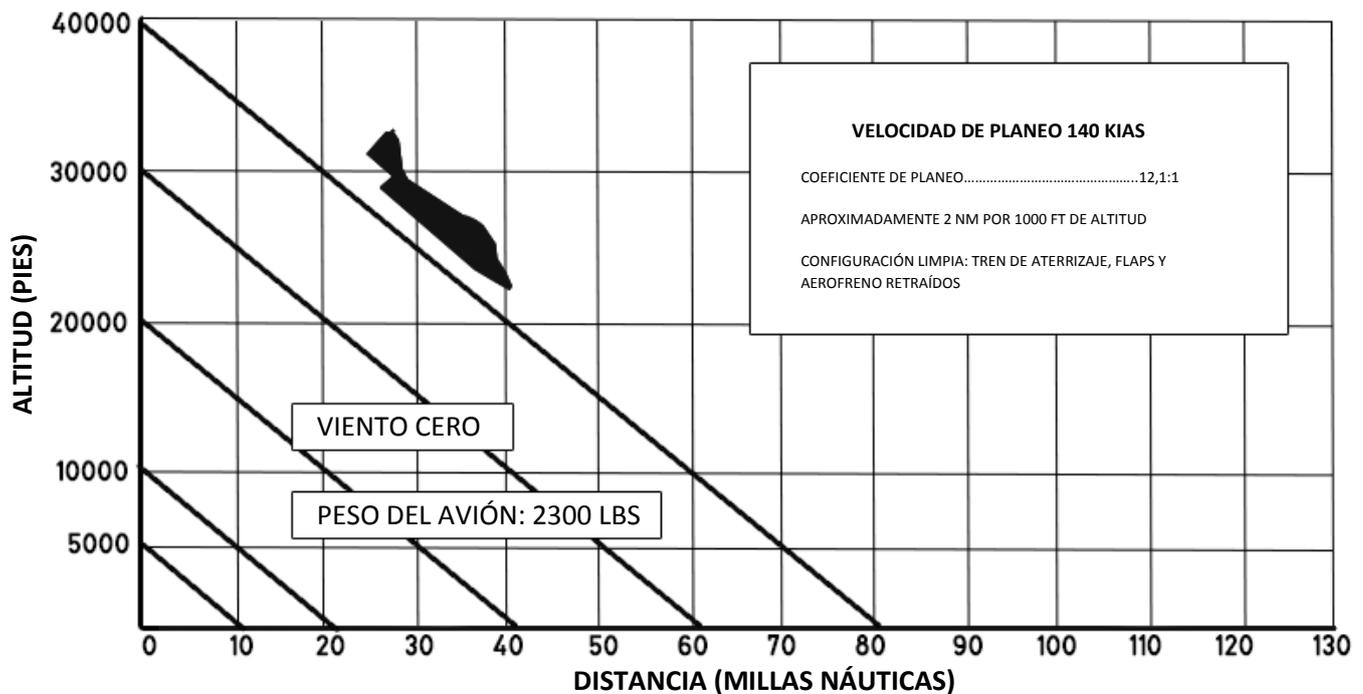


Figura 5-2 Distancia máxima de planeo

5.10. EXTENSI0N DEL TREN EN EMERGENCIA

1 VELOCIDAD	POR DEBAJO DE 150 KIAS
2 CORTACIRCUITOS TREN (LANDING GEAR)	SACAR
3 MANDO DE EXTENSI0N DEL TREN EN EMERGENCIA	TIRAR

5.11. FALLO DEL SISTEMA HIDRÁULICO

El módulo rojo PRES. HDR. (HYD PRES) se enciende cuando la presión cae por debajo de 2000 psi. Las consecuencias del fallo son:

- Pérdida del servoactuador de alerón. (Tras agotarse la presión del acumulador).
- Aerofreno inoperativo.
- Extensión del tren mediante el sistema neumático de emergencia solamente.
- El tren no se puede replegar.
- Flaps inoperativos.
- Frenada de emergencia solamente. Frenada normal inoperativa.
- Anti-Skid inoperativo.

Si se produce un fallo hidráulico:

1 ATERRIZAR TAN PRONTO COMO SEA POSIBLE

2 TREN DE ATERRIZAJE	EXTENSIÓN EN EMERGENCIA
Ver el procedimiento de extensión del tren en emergencia.	

3 APROXIMACIÓN SIN FLAPS

Ver la tabla de velocidades de aterrizaje con motor apagado. No volar por debajo de dichas velocidades.

5.12. ATERRIZAJE CON MOTOR APAGADO

VELOCIDADES DE APROXIMACIÓN CON MOTOR APAGADO		
COMBUSTIBLE REMANENTE en lb	VELOCIDAD en puntos ① ② ③ en KIAS	VELOCIDAD en punto ④ en KIAS
355	135	120
1020	140	125
1677	145	130
2340	150	135
3000	155	140

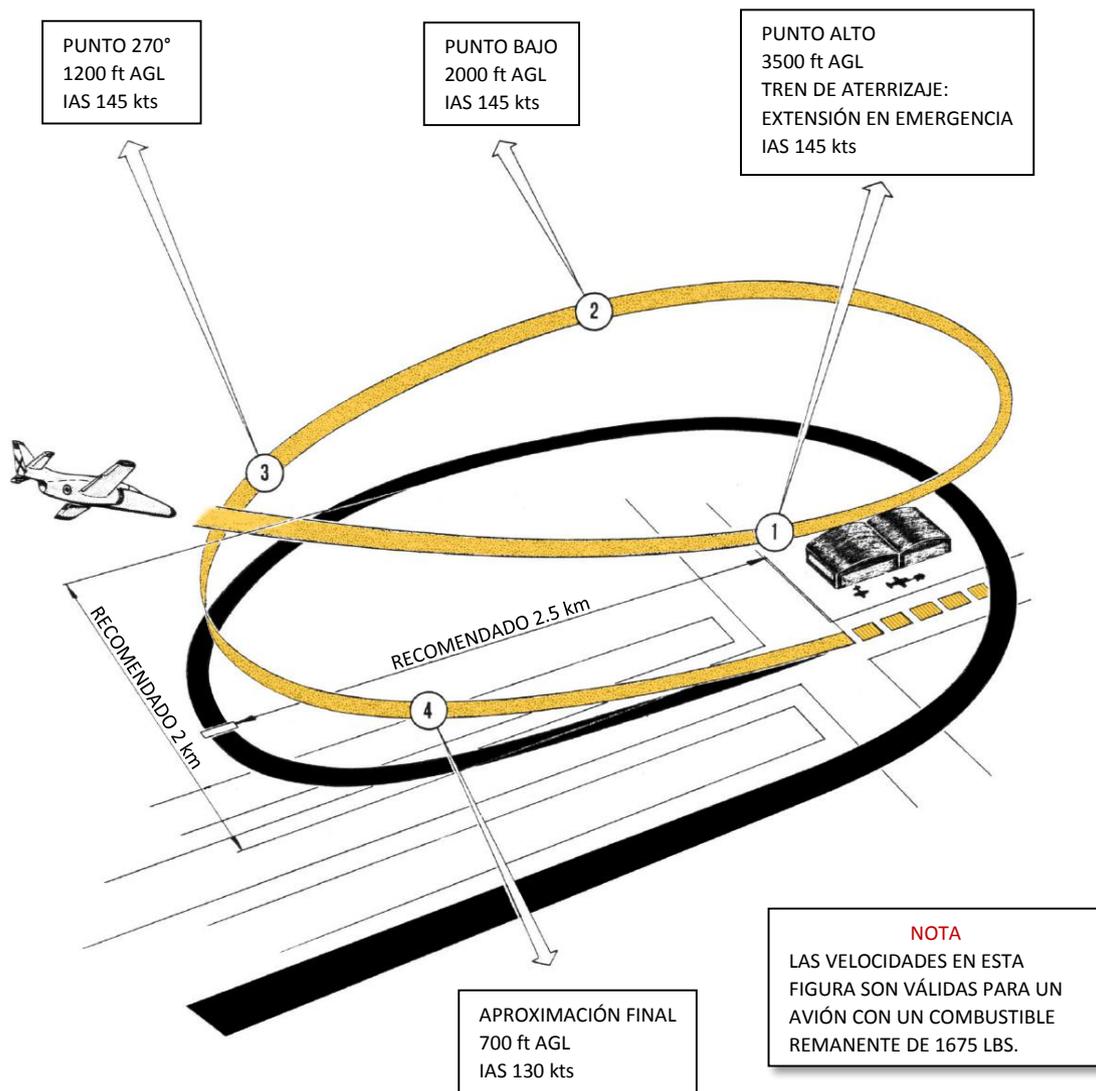


Figura 5-3 Patrón típico de aproximación con motor apagado

5.13. ATERRIZAJE CON FALLO DE HIDRÁULICO

1 USAR EL SISTEMA DE FRENADO DE EMERGENCIA

La frenada diferencial no es posible usando el sistema de frenado de emergencia. Se ejerce presión por igual a ambos frenos de ruedas al aplicar el freno.

5.14. ATERRIZAJE CON FALLO DE FRENOS

1 PALANCA DE FRENO DE EMERGENCIA

TIRAR

Frenada diferencial no disponible.

Si es inevitable una salida de pista y el terreno no es favorable:

1 BOTÓN CRASH

PULSAR

2 TREN

RETRAER

A close-up, low-angle shot of a red and grey fighter jet in flight against a clear blue sky. The jet's nose is prominent on the left, and the cockpit canopy is visible on the right. The aircraft is angled upwards, suggesting a climb or a steep turn. The text 'LIMITACIONES OPERATIVAS' is overlaid in the center in a large, bold, white font with a black outline.

LIMITACIONES OPERATIVAS

6. LIMITACIONES OPERATIVAS

La tripulación mínima requerida para operar el avión es de un piloto ocupando la cabina delantera.

Los instrumentos están provistos de marcas que representan las limitaciones de sistemas correspondientes.

En general, su significado es el siguiente:

Arco verde: rango normal de operación.

Arco amarillo: rango transitorio de operación.

Marca roja: límite que no se debe exceder nunca.

LIMITACIONES

ITT
ITT DURANTE EL ARRANQUE
860°C
LIMITACIONES DE ITT
860°C durante 5 min en el despegue 796-832°C durante 30 min 795°C máxima continua

ACEITE
PRESIÓN DE ACEITE
RALENTÍ entre 25 y 46 psi NORMAL entre 38 y 46 psi MÁXIMA 55 psi durante 3 min
TEMPERATURA DE ACEITE
30°C MÍNIMA 127°C MÁXIMA hasta 30000 ft 149°C MÁXIMA durante 2 min a cualquier altitud

HIDRÁULICO
PRESIÓN HIDRÁULICA
NORMAL 2850-3050 psi TRANSITORIA 3050-3600 psi MÁXIMA 3600 psi

LIMITACIONES DE VELOCIDAD
FLAPS TAKEOFF 190 kts FLAPS DOWN 150 kts TREN DE ATERRIZAJE 200 kts LUCES DE ATERRIZAJE 200 kts

MÁX con depósitos exteriores de ala vacíos: Mach 0.8 ó 450 kts
MÁX con depósitos exteriores de ala llenos: Mach 0.7 ó 350 kts
MÁX con servoactuadores de alerones inoperativos: Mach 0.65 ó 300 kts

LIMITACIONES DE ACELERACIÓN

POSITIVA +7.5 Gs
NEGATIVA -3.9 Gs
Sin servoactuadores: +5 Gs
Maniobras asimétricas: +5 Gs
En vuelo con cero G o con G negativa: 30 segundos

CICLOS DE ARRANQUE EN TIERRA

Primer intento de arranque: 30 seg ON, 1 min OFF
Segundo intento de arranque: 30 seg ON, 1 min OFF
Tercer intento de arranque: 30 seg ON, 30 min OFF

CICLOS DE ARRANQUE EN VUELO

Dejar un mínimo de 10 segundos entre intentos de arranque para permitir que el combustible acumulado en la cámara de combustión se drene.



Figura 6-1 C-101 de la Patrulla Águila

A red and white biplane with yellow accents is shown in flight, banking to the right. The aircraft has a black nose cone and a single propeller. The background is a blurred landscape of green and brown fields under a cloudy sky. The text "CARACTERÍSTICAS DE VUELO" is overlaid in large, bold, white letters with a black outline.

CARACTERÍSTICAS DE VUELO

7. CARACTERÍSTICAS DE VUELO

La velocidad máxima es Mach 0.8 ó 450 KIAS y el techo máximo puede ser de hasta 45000 pies, dependiendo del peso del avión. El avión presenta estabilidad longitudinal y direccional dentro del rango del CG con cualquier configuración de carga interna. La estabilidad es neutral en el eje lateral, eliminando así cualquier técnica especial de pilotaje excepto una referencia frecuente a la actitud lateral. La maniobrabilidad es alta, los alerones están energizados mediante servoactuadores lo cual permite un régimen de alabeo más bien elevado. La compensación en profundidad se realiza mediante el estabilizador horizontal y la compensación en alabeo mediante la deflexión diferencial de los alerones, ambas están operadas eléctricamente. El aerofreno proporciona una rápida deceleración y se puede operar a todas las velocidades y actitudes del avión.

7.1. PÉRDIDAS

Se puede entrar en pérdida sin que se requiera una deflexión completa hacia atrás de la palanca. El bataneo pre-pérdida se siente a unos 5 KIAS antes de la pérdida con flaps y tren retraídos, mientras que el sistema de aviso de pérdida se activa a 10-15 KIAS por encima de la pérdida en vuelo nivelado. Con la palanca de mando totalmente atrás y centrada, las oscilaciones en alabeo son más pronunciadas.

Los alerones y el timón de dirección permanecen efectivos durante el régimen post-pérdida, y el avión permanece controlable, a menos que se apliquen alerones y/o timón de dirección a tope. La respuesta de recuperación se lleva a cabo inmediatamente centrando los mandos de vuelo.

Las pérdidas aceleradas están precedidas de un claro bataneo aerodinámico. El avión no presenta ninguna característica adversa durante la aproximación a la pérdida o durante la recuperación, la cual se realiza relajando la presión sobre la palanca de mando.

VELOCIDADES DE PÉRDIDA - KIAS						
POSICIÓN DE FLAPS (°)	TREN	ÁNGULO DE ALABEO (°)	COMBUSTIBLE REMANENTE - KG			
			1015	2115	3220	4100
0	RETRAÍDO	0	97	103	108	113
		30	104	110	116	121
		45	115	122	129	134
		60	137	145	153	159
10	EXTENDIDO	0	91	96	102	106
		30	98	104	109	113
		45	108	115	121	126
		60	129	136	144	149
30	EXTENDIDO	0	84	90	94	98
		30	91	96	101	105
		45	100	106	112	117
		60	119	127	133	139

Figura 7-1 Velocidades de pérdida

7.2. BARRENAS

Las barrenas inadvertidas son improbables. Para entrar en barrena, se deben mantener la palanca y los pedales totalmente desplazados deliberadamente. En una barrena normal, el avión asume una actitud de morro bajo con escasa velocidad angular. Entrar en una barrena plana (alto ángulo de ataque) es difícil y sólo se puede mantener momentáneamente. El procedimiento para entrar deliberadamente en barrena es el siguiente:

- 1) Palanca de mando – Totalmente atrás
- 2) Timón de dirección – Recorrido completo
- 3) Alerones – Centrados

El empuje del motor tiene escaso efecto en las características de la barrena o en su recuperación, ni tampoco provoca la barrena apagado de llama o pérdida en el motor.

La recuperación de la barrena se puede lograr centrando la palanca y los pedales; la recuperación es rápida y la pérdida de altitud no excede normalmente de 2000'. En caso de una barrena más abrupta, la recuperación puede forzarse aplicando timón opuesto a la dirección de rotación y empujando simultáneamente la palanca adelante.

Entrar en una barrena invertida es improbable. En caso de pérdida de control, puede ser difícil determinar la dirección de rotación. Puede ser útil observar el bastón del indicador de viraje ya que siempre indica la dirección de rotación de la barrena. La recuperación se lleva a cabo tirando de la palanca totalmente atrás y simultáneamente aplicando y manteniendo todo el pedal en dirección opuesta a la dirección de giro.

7.3. RESBALAMIENTOS

Los controles permiten el resbalamiento con excelentes características de recuperación que se consigue mediante el centrado de mandos.

7.4. AEROFRENO

La extensión del aerofreno provoca un momento de encabritado que aumenta con la velocidad. Un interruptor en el circuito del aerofreno activa automáticamente el compensador de profundidad para compensar el cambio de momento eliminando así la necesidad de compensación manual o de ejercer fuerza sobre la palanca de mando.

7.5. PICADOS

No surge dificultad a velocidad máxima de picado ya que la estabilidad no está influenciada significativamente por la compresibilidad. Aparece bataneo aerodinámico a números de Mach cerca del límite, haciéndose intenso a Mach 0.8. El procedimiento recomendado de recuperación de picado consiste en: reducción de potencia, extensión de aerofreno y recuperación con timón de profundidad.

Se ha de tener en cuenta que la pérdida de altitud durante la recuperación puede ser muy alta. Por ejemplo: cerca de 5000 ft a 4 Gs y cerca de 4000 ft a 6 Gs, en ambos casos a máxima velocidad y con 1015 lbs de combustible remanente.

OPERACIÓN TODO TIEMPO



Foto por Ismael Jordá

www.ismaeljorda.com

8. OPERACIÓN TODO TIEMPO

El avión está totalmente equipado para vuelo instrumental y operación en todo tiempo.

En caso de formación de hielo, el peso del avión aumenta, las cualidades aerodinámicas se ven mermadas, se restringe la visibilidad y la operación del motor se puede ver afectada. Sin embargo, el avión no pierde las características de vuelo rápidamente y por tanto permite disponer de tiempo para abandonar la zona de engelamiento o seleccionar un nivel de vuelo libre de acumulación de hielo.

El motor dispone de un efectivo sistema antihielo. El parabrisas y la cúpula se pueden calendar para evitar el empañamiento y el congelamiento. La ignición debería conectarse en continua cuando se usa el antihielo de motor.

El avión está también equipado con un sistema repelente de lluvia que puede ser usado en caso de lluvia fuerte.

8.1. PROCEDIMIENTOS DE VUELO INSTRUMENTAL

DESPUÉS DE LA PUESTA EN MARCHA

- 1) Radios – Comprobar
- 2) IFF – STBY
- 3) ADI – Comprobar
- 4) Director de Vuelo – Comprobar

ANTES DEL DESPEGUE INSTRUMENTAL

- 1) IFF – Como se requiera
- 2) Alinear el avión con el eje de pista. Comprobar el rumbo del HSI con el rumbo magnético conocido de la pista.
- 3) Pínula de rumbo del HSI – Situar debajo del índice de rumbo.
- 4) Selector de modos del director de vuelo – Pulsar HDG. Comprobar que la barra vertical del ADI está centrada.
- 5) Selector de modos del director de vuelo – Pulsar PAT. Comprobar que la barra horizontal aparece y ajustar el cabeceo inicial deseado.
- 6) Ignición – IGNIC. CONT (CONT IGN)
- 7) Antihielo de motor – Como se requiera
- 8) Desempañamiento de parabrisas y cúpula – Como se requiera
- 9) Calefacción de pitot – Como se requiera
- 10) Altímetro – Ajustar
- 11) Instrumentos de motor y de vuelo – Comprobar

DESPEGUE INSTRUMENTAL

- 1) Mantener el avión con los frenos y avanzar gases hasta potencia máxima de despegue.
- 2) Soltar frenos y mantener el control direccional.
- 3) Rotar a 110 nudos, de modo que la rueda de morro abandone la pista a unos 115 nudos.
- 4) Ajustar la actitud de ascenso con planos nivelados (barras de órdenes centradas).
- 5) Con subida positiva (comprobar el altímetro y el indicador de velocidad vertical) retraer el tren de aterrizaje (velocidad mínima de retracción 125 KIAS). Comprobar las indicaciones del tren.

- 6) Retraer los flaps (velocidad de retracción 130 - 190 KIAS).

ASCENSO INSTRUMENTAL

- 1) Establecer el ascenso inicial desde el nivel del mar a 215 KIAS. Disminuir la velocidad en 5 nudos cada 5000 pies.
- 2) Comprobar que todas las indicaciones de motor son normales y dentro de límites.

DESCENSO INSTRUMENTAL

Ver los patrones TACAN y VOR en las siguientes figuras:

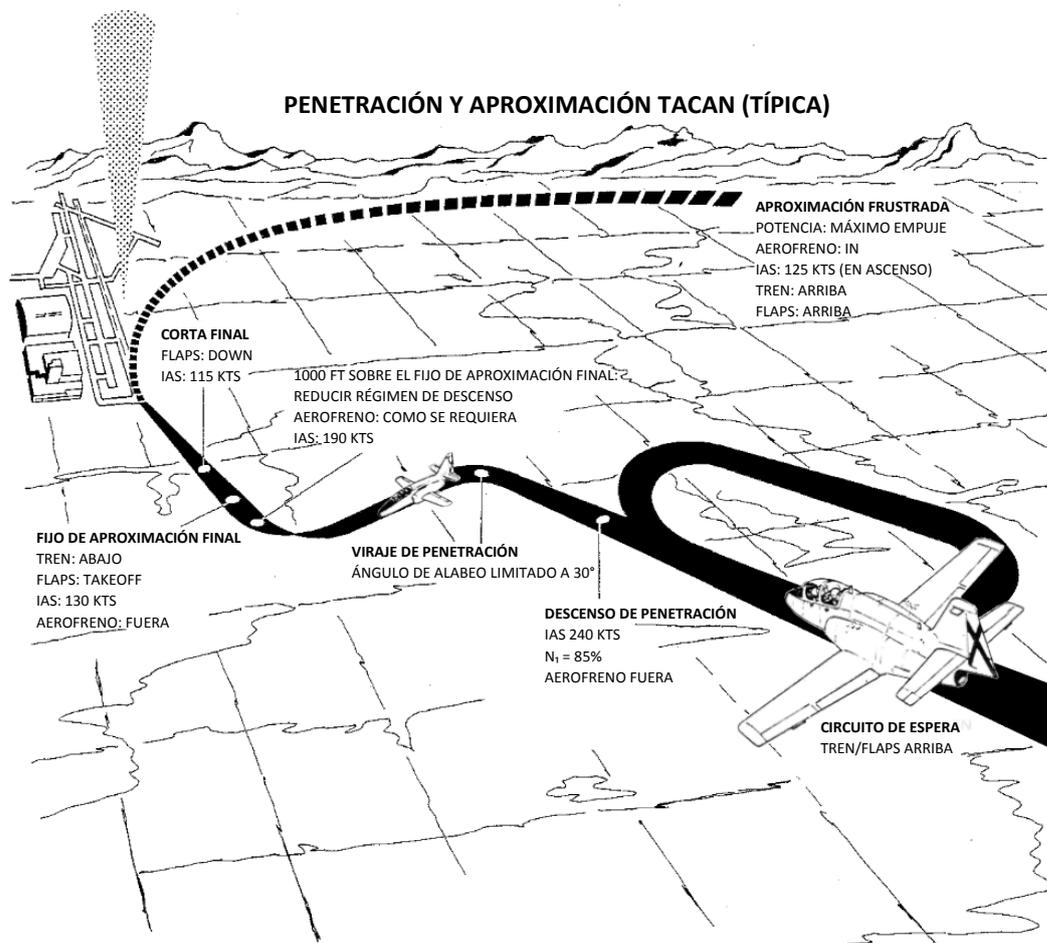


Figura 8-1 Penetración TACAN

PENETRACIÓN Y APROXIMACIÓN VOR (TÍPICA)

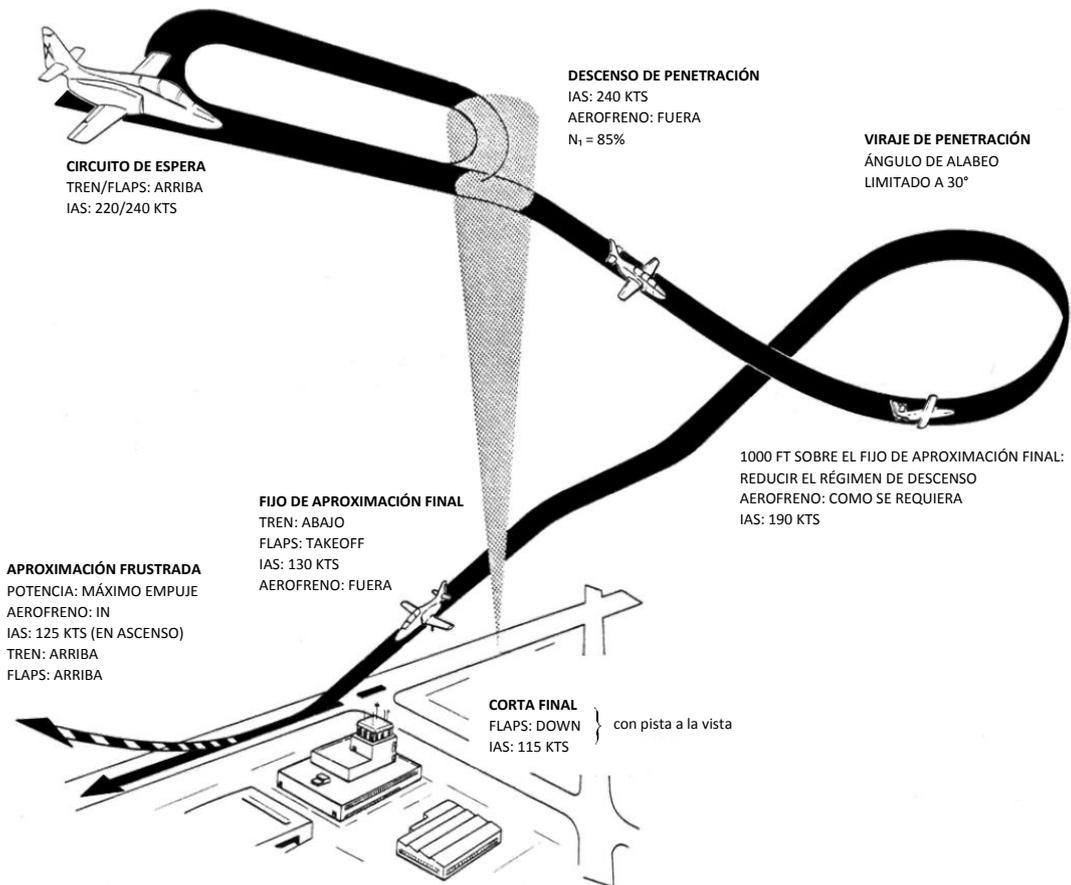


Figura 8-2 Penetración VOR



AGRADECIMIENTOS ESPECIALES

- Ejército del Aire por su apoyo
- Eagle Dynamics por su apoyo
- Alejandro Mourente por soporte técnico, diseño de misiones y voces
- José Miguel del Pozo Sierra por su apoyo con el manual del C-101CC
- Equipos de pruebas de ED, PAV (Patrulla Águila Virtual) y AvioDev
- César Piquer Martínez por su apoyo
- Ismael Jordá por sus fotos del C-101 (www.ismaeljorda.com)

FUENTES

- Manual del C-101EB del Ejército del Aire Español
- Manual del C-101CC
- “Conocer el C-101” (libro de César Piquer Martínez)

ENLACES

- <https://www.facebook.com/Aviodev>
- <http://www.digitalcombatsimulator.com>
- <http://forums.eagle.ru>

© 2013-2016 AvioDev. Todos los derechos reservados.

© 1991-2016 The Fighter Collection, Eagle Dynamics. Todos los derechos reservados.

Foto por Ismael Jordá

www.ismaeljorda.com

El anexo del C-101CC se
añadirá más adelante
cuando se lance el módulo

