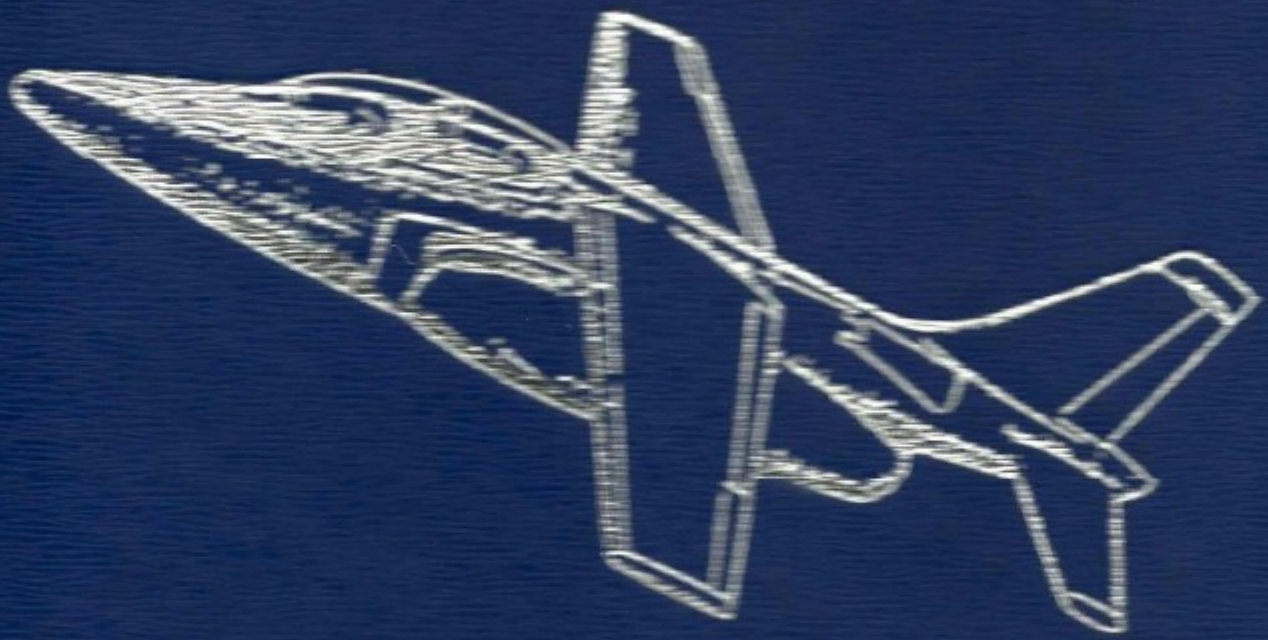
F.A.A.
ARGENTINA

PL 1E-IA. 63-1

MANUAL DE VUELO



IA-63 PAMPA

MARZO 1988

DESCRIPCION Y OPERACION

CONTENIDO	PAGINA
DESCRIPCION - GENERALIDADES	1-7
DIMENSIONES Y PESOS	1-7
MOTOR - (GENERALIDADES)	1-8
SISTEMAS DEL MOTOR	1-8
SISTEMA DE DERIVACION DE AIRE	1-8
SISTEMA DE ACCIONAMIENTO DE ACCESORIOS	1-10
SISTEMA DE LUBRICACION	1-10
SISTEMA DE PUESTA EN MARCHA DE MOTOR	1-12
SISTEMA DE IGNICION DEL MOTOR	1-13
SISTEMA DE DETECCION DE INCENDIO EN EL MOTOR	1-19
SISTEMA DE COMBUSTIBLE - (GENERALIDADES)	1-20
CONJUNTO DE TANQUES DE COMBUSTIBLE	1-22
TRASVASE E INDICACION DE COMBUSTIBLE	1-23
SISTEMA DE COMBUSTIBLE DEL MOTOR	1-24
COMPUTADORA DE COMBUSTIBLE	1-26
SISTEMA ELECTRICO - (GENERALIDADES)	1-30
ALIMENTACION DE CORRIENTE CONTINUA	1-30
BATERIAS	1-30
ALIMENTACION DE ENERGIA EXTERNA	1-31
GENERADOR - ARRANCADOR	1-32
BARRAS DE CORRIENTE CONTINUA	1-33
ALIMENTACION DE CORRIENTE ALTERNADA	1-34
BARRAS DE CORRIENTE ALTERNADA	1-36
CONTROL DE INVERSORES	1-36
FUSIBLES TERMICOS	1-36
SISTEMA HIDRAULICO - (GENERALIDADES)	1-37
SISTEMA HIDRAULICO 1	1-37
SISTEMA HIDRAULICO 2	1-38
SISTEMA DE TREN DE ATERRIZAJE	1-44
SISTEMA DIRECCIONAL RUEDA DE NARIZ	1-49
SISTEMA DE FRENOS	1-52
SISTEMA ANTI-BLOQUEO	1-54
SISTEMA DE FLAPS	1-56
SISTEMA DE FRENOS AERODINAMICOS	1-57

CONTENIDO

	PAGINA
COMANDOS DE VUELO	1-58
BASTON DE MANDO	1-60
COMANDO DE PROFUNDIDAD	1-60
CFV (SIMULADOR DE ESFUERZOS DE COMANDO)	1-62
COMANDO DE ALERONES	1-65
COMANDO DE DIRECCION	1-66
INDICADOR DE POSICION DE LOS COMPENSADORES	1-68
SISTEMA ANEMOMETRICO	1-68
INSTRUMENTOS	1-72
MACHIMETRO/VELOCIMETRO	1-72
ALTIMETRO	1-75
VARIOMETRO	1-76
SISTEMA INDICADOR DE ANGULO DE ATAQUE	1-78
ACELEROMETRO	1-80
RELOJ	1-80
INDICADOR DIRECTOR DE ACTITUD (ADI)	1-82
INDICADOR DE SITUACION HORIZONTAL (HSI)	1-87
INDICADOR RADIOMAGNETICO (RMI)	1-91
HORIZONTE DE EMERGENCIA	1-93
BRUJULA MAGNETICA	1-96
ASIENTO EYECTABLE "STENCEL" S-III-S - (GENERALIDADES)	1-98
PRINCIPIOS DE OPERACION	1-98
SUBSISTEMAS DE FUNCIONAMIENTO	1-98
SECUENCIA DE EYECCION	1-100
CONTROLES MANUALES	1-101
DESCRIPCION GENERAL DE LA OPERACION	1-104
TABLAS DE SECUENCIAS DE TIEMPO	1-108
SISTEMA DE AIRE ACONDICIONADO Y PRESURIZACION	1-115
CONJUNTO DE REFRIGERACION	1-116
VENTILACION DE EMERGENCIA	1-116
LEY DE CABINA	1-123
SISTEMA ANTIHIELO	1-125
SISTEMA ANTIHIELO DE PARABRISAS	1-125
SISTEMA DE DESHIELO DE ENTRADAS DE AIRE AL MOTOR	1-126
EQUIPOS VARIOS	1-128
SISTEMAS DE ALARMA	1-128
PANEL DE CONFIGURACION	1-131
CONTROL DE FATIGA DEL AVION	1-132
ESPEJOS RETROVISORES	1-132
PORTAMAPAS	1-132
CAPOTA PARA VUELO INSTRUMENTAL SIMULADO	1-132
POSAPIES Y ESCALONES	1-133
CUPULA	1-135

INDICE DE FIGURAS

FIGURA	TITULO	PAGINA
1-1	DISPOSICION GENERAL	1-1
1-2	DISPOSICION CABINA DELANTERA	1-2
	Explicación de la Figura 1-2	1-3
1-3	DISPOSICION CABINA TRASERA	1-4
	Explicación de la Figura 1-3	1-5
1-4	LA AERONAVE (DIMENSIONES)	1-6
1-5	MOTOR GARRETT TFE 731-2-2N	1-9
1-6	SISTEMA DE LUBRICACION	1-11
1-7	CONTROLES DE MOTOR (Desplegable - Al reverso)	1-14
1-8	DATOS DE CANTIDAD DE COMBUSTIBLE Y UBICACION DE LOS TANQUES	1-21
1-9	SISTEMA DE COMBUSTIBLE	1-25
1-10	CONTROLES SISTEMA DE COMBUSTIBLE (Desplegable)	1-27
1-11	SISTEMA ELECTRICO	1-35
1-12	SISTEMA HIDRAULICO (Desplegable)	1-40
1-13	CONTROLES SISTEMA HIDRAULICO (Desplegable)	1-41
1-14	SECUENCIA DE EXTENSION TREN DE ATERRIZAJE	1-45
1-15	SECUENCIA DE RETRACCION TREN DE ATERRIZAJE	1-46
1-16	SISTEMA DIRECCIONAL RUEDA DE NARIZ	1-50
1-17	SISTEMA DE FRENOS/ANTI-BLOQUEO	1-55
1-18	COMANDOS DE VUELO	1-59
1-19	BASTON DE MANDO	1-61

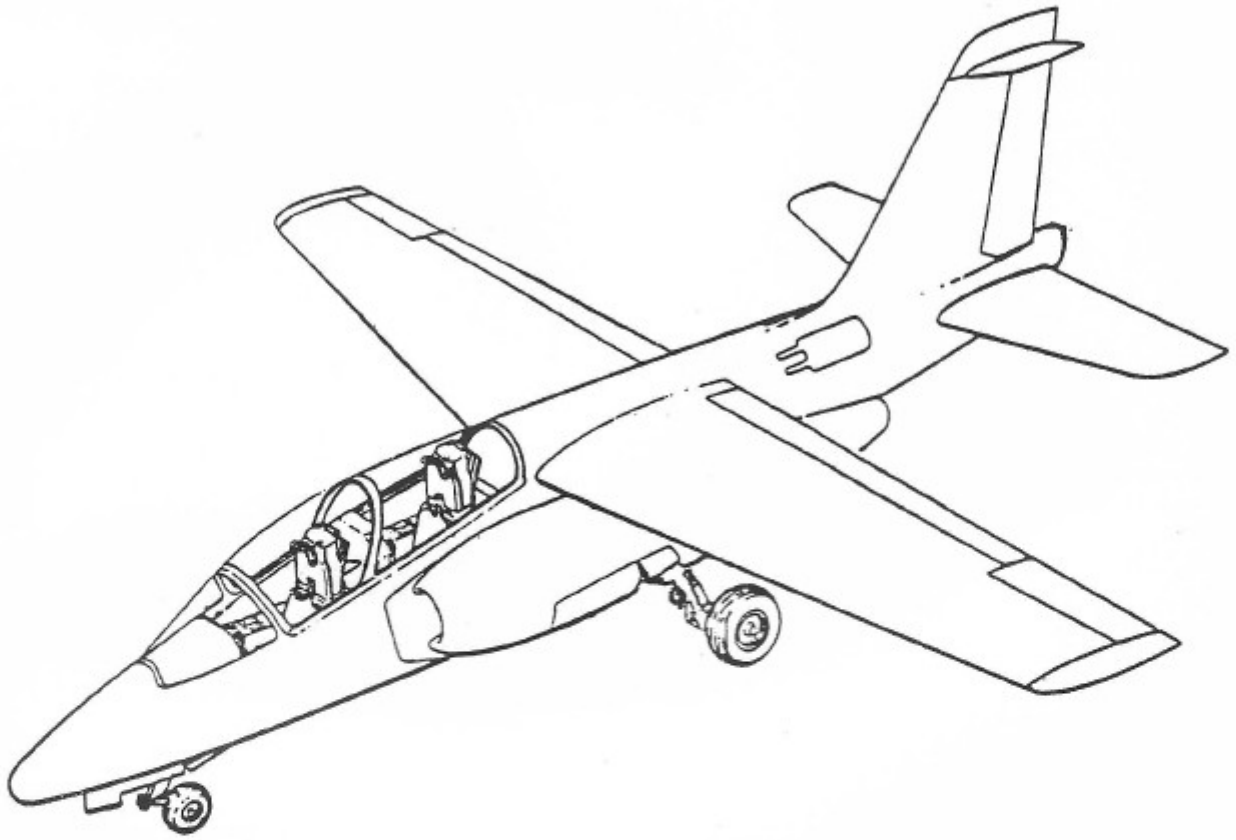
FIGURA	TITULO	PAGINA
1-20	SISTEMAS ASOCIADOS AL COMANDO DE PROFUNDIDAD (Desplegable)	1-63
1-21	SISTEMA ANEMOMETRICO	1-69
1-22	VELOCIMETRO/MACHIMETRO	1-73
1-23	ALTIMETRO	1-74
1-24	VARIOMETRO	1-77
1-25	INDICADOR DE ANGULO DE ATAQUE (AOA)	1-79
1-26	ACELEROMETRO	1-81
1-27	INDICADOR DIRECTOR de ACTITUD (ADI)	1-83
1-28	INDICADOR SITUACION HORIZONTAL (HSI)	1-88
1-29	INDICADOR RADIO MAGNETICO (RMI)	1-92
1-30	HORIZONTE DE EMERGENCIA	1-94
1-31	BRUJULA MAGNETICA	1-97
1-32	CONJUNTO DEL ASIENTO S-III-S "STENCEL"	1-103
1-33	MODOS DE EYECCION	1-105
1-34	SECUENCIA DE EYECCION	1-113
1-34	SECUENCIA DE EYECCION (Cont) (Desplegable)	1-114
1-35	SISTEMA DE AIRE ACONDICIONADO Y PRESURIZACION	1-117
1-36	CONTROLES SISTEMA AIRE ACONDICIONADO Y PRESURIZACION (Desplegable - Al reverso)	1-118
1-37	LEY DE CABINA	1-124
1-38	CONTROLES DEL SISTEMA ANTIHIELO	1-127

FIGURA	TITULO	PAGINA
1-39	CONTROLES E INDICADORES DEL SISTEMA DE LUCES PELIGRO/PRECAUCION Y ALARMA AUDIBLE	1-130
1-40	PANEL DE CONFIGURACION	1-131
1-41	POSAPIES Y ESCALONES	1-134
1-42	CONTROLES INTERIORES PARA EL ACCIONAMIENTO DE CUPULA	1-136
1-43	COMANDOS EXTERIORES PARA EL ACCIONAMIENTO DE CUPULA	1-139

MANUAL DE VUELO

TABLA DEL CONTENIDO

SECCION I	DESCRIPCION Y OPERACION	I-a
SECCION II	PROCEDIMIENTOS NORMALES	II-a
SECCION III	PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA	III-a
SECCION IV	EQUIPAMIENTO AUXILIAR	IV-a
SECCION V	LIMITACIONES OPERACIONALES	V-a
SECCION VI	CARACTERISTICAS DE VUELO	VI-a
SECCION VII	OPERACIONES TODO TIEMPO	VII-a
APENDICE	DATOS DE PERFORMANCES	A-1
GLOSARIO		G-1
INDICE ALFABETICO		I-1



Lea atentamente estas páginas!

ALCANCE

El presente manual contiene las informaciones necesarias para una operación segura y eficaz del avión. Estas instrucciones proporcionan los conocimientos generales sobre el avión y sus características, así como los procedimientos específicos normales y de emergencia. Reconociendo la experiencia del operador se ha evitado escribir sobre principios básicos de vuelo. Los capítulos contenidos en el presente manual se han preparado de tal manera que serán comprensibles para la tripulación con una experiencia mínima en la operación del avión.

El presente manual proporciona las instrucciones óptimas de operación posibles, pero no sustituye el buen juicio de un tripulante. Emergencias múltiples, tiempo adverso, terreno etc. pueden hacer que se modifiquen los procedimientos descriptos en el manual.

OPERACIONES PERMITIDAS

El manual de vuelo toma una "posición positiva" y normalmente expone sólo lo que el tripulante puede hacer. Operaciones o configuraciones no habituales y no descriptas, están prohibidas, a no ser que estén cubiertas específicamente en el presente manual. Antes de que se intente cualquier operación no específicamente permitida deberá obtenerse la autorización correspondiente.

COMO ASEGURARSE QUE SE TIENEN LOS DATOS ACTUALIZADOS

Consultar la portada del manual de vuelo, el encabezamiento de cada suplemento de seguridad y operacional, así como todas las páginas de estado, agregadas a los suplementos de seguridad y operacionales.Aclarar todas las discrepancias antes del vuelo.

DISPOSICION

El presente manual está dividido en siete secciones totalmente independientes,a efectos de simplificar la lectura seguida del manual o para usarlo como manual de referencia.

SUPLEMENTOS DE SEGURIDAD

Las informaciones que afectan la seguridad, serán proporcionadas en un suplemento de seguridad. Las informaciones urgentes se publicarán en suplementos de seguridad intermedios y se transmitirán por teletipo. Los suplementos formales serán enviados por correo. Los suplementos del encabezamiento y de la página de estado (publicados sólo con suplementos formales) deberán ser comprobados para determinar de qué manera ese suplemento afecta al manual u otros suplementos importantes.

SUPLEMENTOS OPERACIONALES

Las informaciones que impliquen cambios en los procedimientos serán proporcionadas por medio de suplementos operacionales. El procedimiento para manejar los suplementos operacionales es el mismo que para los suplementos de seguridad.

LISTAS DE CONTROL

El manual de vuelo contiene los procedimientos por item con las ampliaciones necesarias. La lista de control contiene los procedimientos por item sin ampliaciones. Los items de primera línea en el manual de vuelo son idénticos a los de la lista de control. Si un suplemento de seguridad u operacional formal afecta a la lista de control, la página afectada de la misma será agregada al suplemento. Recortar e introducir sobre la página afectada, pero nunca desechar la página de la lista de control, por si el suplemento es anulado y se necesita la página.

PELIGRO, PRECAUCION Y NOTAS

Las siguientes definiciones se refieren a las indicaciones de "PELIGRO", "PRECAUCION" y "NOTA" que se encuentran en todo el manual.

PELIGRO

PROCEDIMIENTOS DE OPERACION, TECNICAS, ETC. POR LAS CUALES PODRIAN SOBREVENIR LESIONES O MUERTE DEL PERSONAL, SI NO SON EJECUTADOS CORRECTAMENTE

PRECAUCION

Procedimientos de operación, técnicas, etc. por los cuales podría sobrevenir el deterioro del equipamiento, si no son ejecutados correctamente.

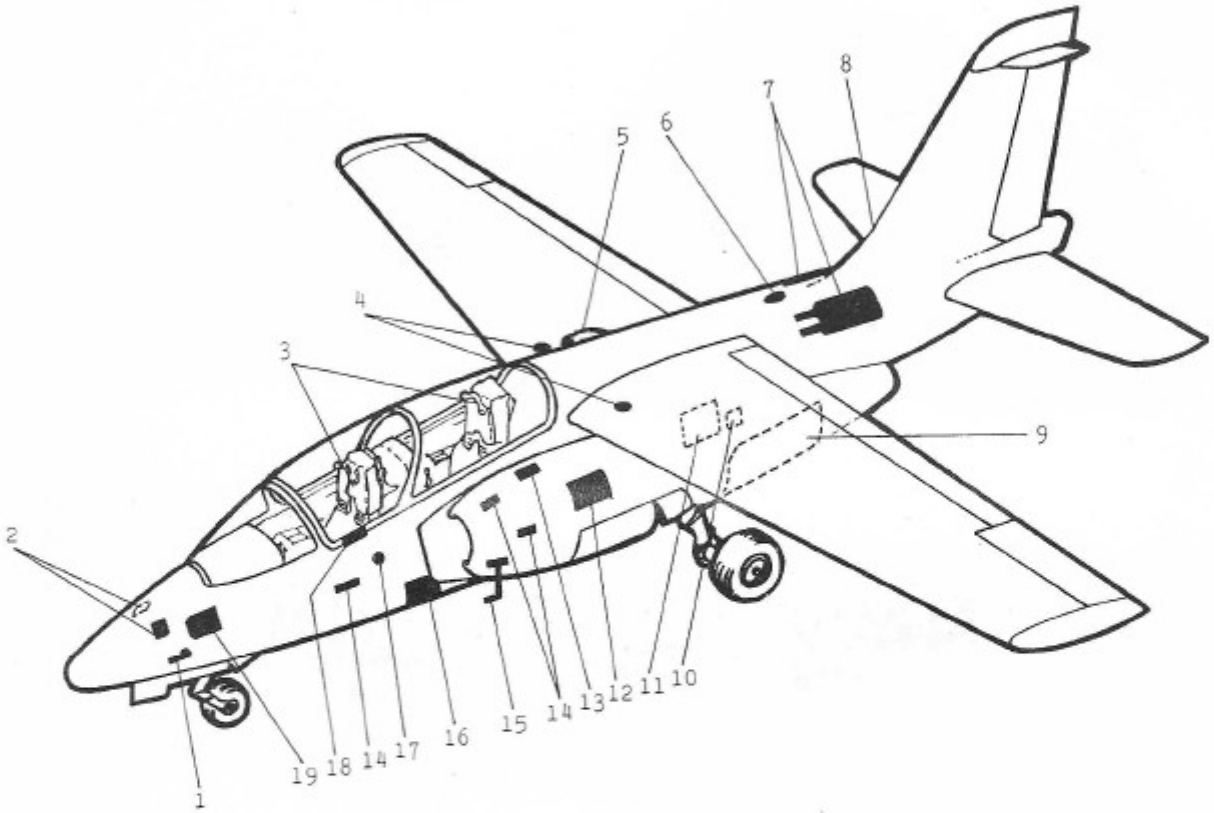
NOTA

Procedimiento de operación, técnica, etc. que es considerada esencial y que debe destacarse.

RESPONSABILIDAD - INFORMACION

Se hará todo el esfuerzo necesario para mantener actualizado el manual de vuelo. Las conferencias de revisión con el personal de operación y una revisión permanente de informes de accidentes y de ensayos en vuelo aseguran que los datos más recientes sean incorporados al manual. No se puede corregir un error hasta que no se sepa su existencia. A tal efecto, es esencial que el operador también colabore. Se agradecerá cualquier comentario, corrección o pregunta relativa a este manual, o cualquier fase del programa del manual de vuelo. Tales informaciones deberán ser proporcionadas al Jefe del Centro de Ensayos en Vuelo.

DISPOSICION GENERAL



1 Pitot izquierdo
2 Acceso exterior fragilización de cúpula
3 Asientos eyectables
4 Tapas para carga de combustible por gravedad
5 Toma exterior del Sistema de Aire Acondicionado
6 Luz anti-colisión
7 Frenos aerodinámicos
8 Puerta del compartimiento de equipaje
9 Puerta (izquierda) del compartimiento del motor
10 Toma de energía externa-Microt. personal mantenimiento
11 Compartimiento izquierdo de batería
12 Compartimiento de carga de combustible
13 Manija acceso cabina trasera
14 Posapies
15 Escalón
16 Puerta de la R.A.T.
17 Adaptador de manivela apertura manual de cúpula
18 Manija externa de control de traba de cúpula
19 Compartimiento de oxígeno

Figura 1-1

DISPOSICION CABINA DELANTERA

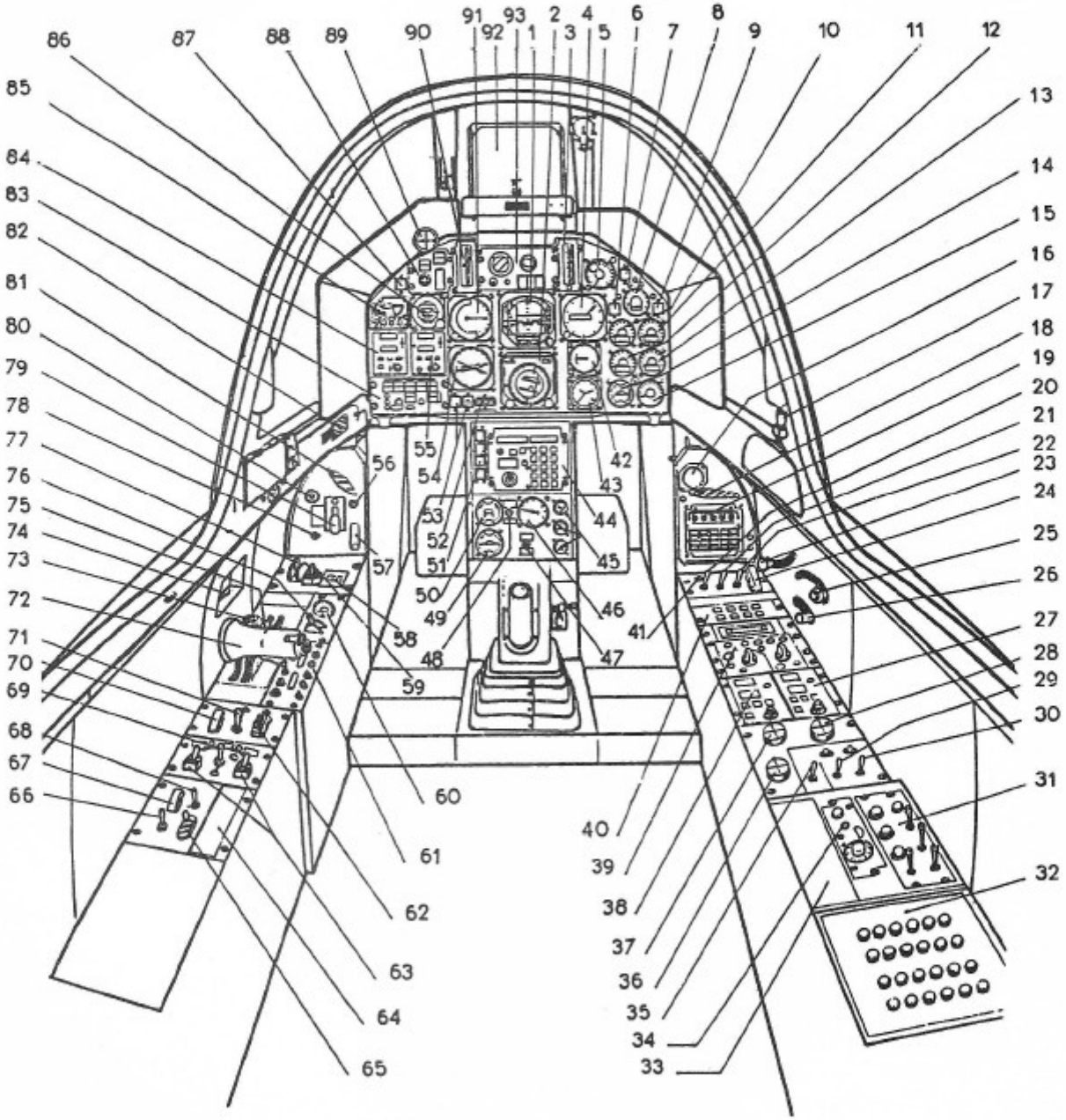


Figura 1-2

REFERENCIAS - CABINA DELANTERA

1 - ADI
2 - HSI
3 - ACELERÓMETRO
4 - ALTÍMETRO
5 - RADIOALTÍMETRO - (VERSIÓN EXPANDIDA)
6 - ALARMA DE INCENDIO (ZONA CALIENTE)
7 - LUZ CAUTION (AMBAR)
8 - INDICADOR CANTIDAD DE COMBUSTIBLE
9 - ALARMA DE INCENDIO (ZONA ACCESORIOS)
10 - INDICADOR N-1
11 - INDICADOR N-2
12 - INDICADOR DE ITT
13 - FLUJÓMETRO
14 - INDICADOR PRESIÓN Y TEMPERATURA DE ACEITE
15 - TERMÓMETRO DE AIRE EXTERIOR
16 - DIFUSOR ORIENTABLE
17 - POSTE DE ILUMINACIÓN
18 - PALANCA DE FRENO DE ESTACIONAMIENTO Y EMERGENCIA
19 - PANEL DE ALARMAS
20 - LLAVE HORIZONTE DE EMERGENCIA
21 - LLAVE PLATAFORMA GIROSCÓPICA
22 - LLAVE ALARMA AUDIBLE
23 - PALANCA TRABA DE CÚPULA
24 - LLAVE BARRA DE EMERGENCIA
25 - PALANCA DE INFLADO DE BURLETES
26 - PALANCA DEL DESEMPAÑADOR
27 - REMOTO ADF
28 - LLAVE PRINCIPAL SISTEMA DE AIRE ACONDICIONADO
29 - LLAVE DESHIELO PARABRISAS
30 - LLAVE DESHIELO DE ENTRADAS DE AIRE AL MOTOR
31 - PANEL DE CONTROL ILUMINACIÓN
32 - PANEL DE FUSIBLES BARRA DE CABINA
33 - PORTAMAPAS
34 - PANEL DE CONTROL PLATAFORMA GIROSCÓPICA
35 - LLAVE CALEFACCIÓN AL PITOT
36 - LLAVE AUTO-MAN DE SENSORES DE TEMPERATURA DE CABINA
37 - REÓSTATO SELECTOR DE TEMPERATURA DE AIRE
38 - COM 2 (VHF)
39 - PANEL DE CONTROL IFF
40 - PANEL DE CONTROL DIRECTOR DE VUELO
41 - BOTÓN TEST DE LÁMPARAS
42 - VARIÓMETRO
43 - RELOJ
44 - PANEL DE CONTROL OMEGA
45 - INDICADORES POSICIÓN DE COMPENSADORES
46 - ALTÍMETRO DE CABINA
47 - TEST ALARMA DE OXÍGENO
48 - SELECTOR SISTEMA-FRENO
49 - AMPERÍMETRO/VOLTÍMETRO
50 - INDICADOR DE PRESIÓN HIDRÁULICA
51 - BOTONES DE TRANSFERENCIA
52 - LUCES DE MARKER
53 - BOTONES DE VOR Y OMEGA
54 - RMI
55 - REMOTO NAV (VOR)
56 - LLAVE PRINCIPAL SISTEMA DIRECCIONAL RUEDA NARIZ
57 - LLAVE SISTEMA ANTI-BLOQUEO
58 - CONTADOR DE MUNICION
59 - LLAVE SELECTORA EYECCIÓN DE CARGAS
60 - INDICADOR CANTIDAD DE OXÍGENO
61 - CAJA DE AUDIO VCS
62 - LLAVE DE IGNICIÓN
63 - LLAVES DE TRASVASE
64 - PORTAMAPAS
65 - LLAVE TRIM DE PROFUNDIDAD EN EMERGENCIA
66 - LLAVE RETRACCIÓN DEL RAM-AIR
67 - LLAVE DE CORTE DE COMBUSTIBLE
68 - LLAVE AMORTIGUADOR DE GUIÑADA
69 - LLAVE DE BOMBA DE COMBUSTIBLE
70 - LLAVE DE COMPUTADORA
71 - SELECTOR DE ARRANQUE
72 - COMANDO DE EMPUJE
73 - COMANDO DE FLAPS
74 - LLAVE DE APERTURA Y CIERRE DE CÚPULA
75 - TRABA DE CORTE DE MOTOR
76 - COMPENSADOR DE DIRECCIÓN
77 - LLAVE PUENTE DE ARMAMENTO
78 - LLAVE FAROS DE ATERRIZAJE Y CARRETEO
79 - PALANCA DE TREN
80 - BOTÓN DE EYECCIÓN DE CARGAS
81 - PALANCA EXTENSIÓN DE TREN EN EMERGENCIA
82 - PALANCA DE FRAGILIZACIÓN DE CÚPULA
83 - PANEL INDICACIÓN DE ARMAMENTO Y SELECCIÓN DE ESPOLETAS
84 - COM 1 (VHF)
85 - PANEL DE CONFIGURACIÓN
86 - HORIZONTE DE EMERGENCIA
87 - LUZ WARNING (ROJA)
88 - PANEL DE CONTROL DE ARMAMENTO
89 - BRÚJULA
90 - INDICADOR DE AOA
91 - VELOCÍMETRO
92 - MIRA
93 - PANEL SELECTOR DE ARMAMENTO Y DEPRESIÓN DE MIRA

DISPOSICION CABINA TRASERA

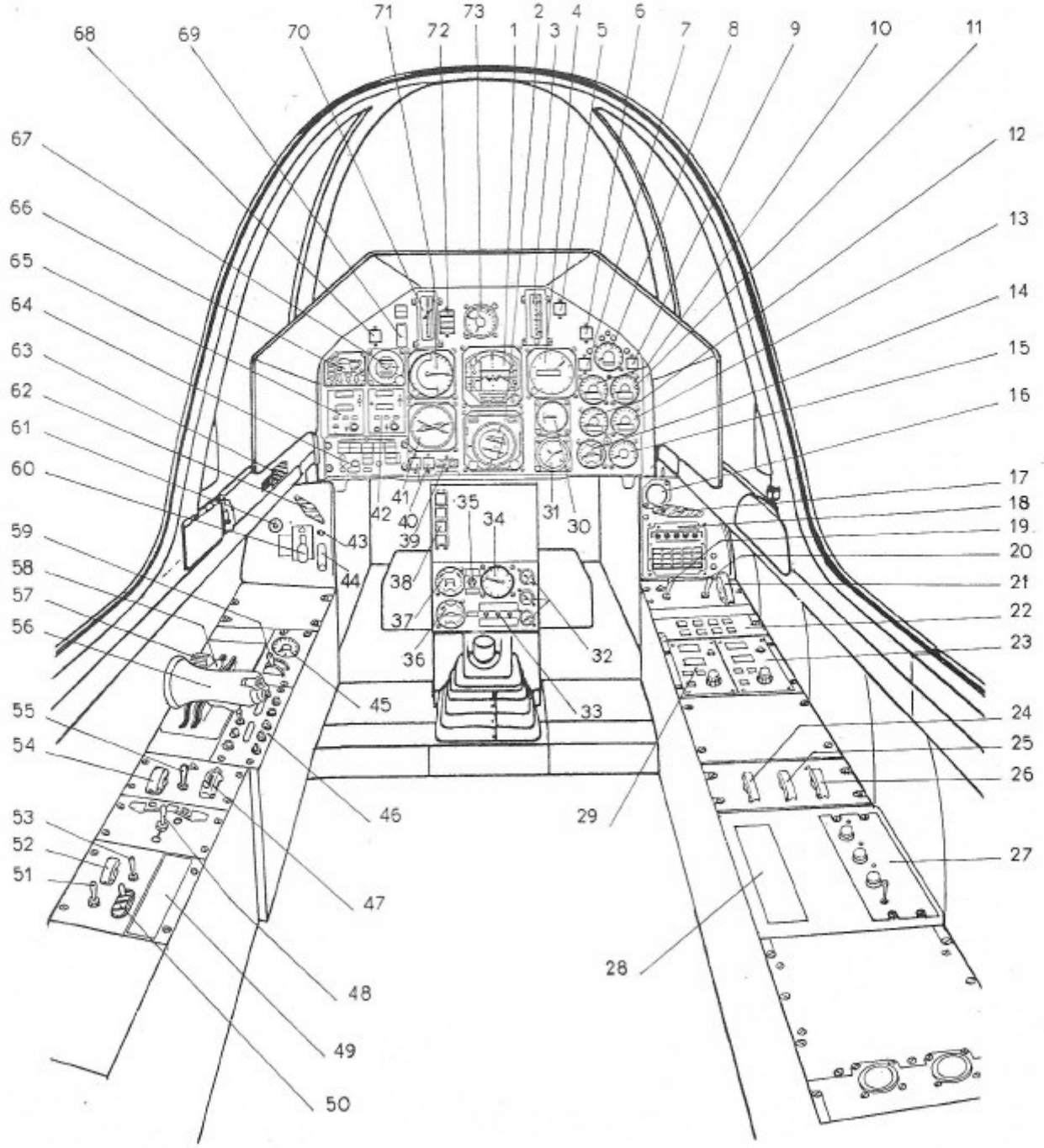


Figura 1-3

REFERENCIAS - CABINA TRASERA

1 - ADI
2 - HSI
3 - ACELERÓMETRO
4 - ALTÍMETRO
5 - INDICADOR PRIORIDAD DE EYECCIÓN
6 - LUZ CAUTION (ÁMBAR)
7 - ALARMA INCENDIO (ZONA CALIENTE)
8 - INDICADOR CANTIDAD DE COMBUSTIBLE
9 - ALARMA DE INCENDIO (ZONA ACCESORIOS)
10 - INDICADOR N-1
11 - INDICADOR N-2
12 - INDICADOR DE ITT
13 - FLUJÓMETRO
14 - INDICADOR PRESIÓN Y TEMPERATURA DE ACEITE
15 - TERMÓMETRO DE AIRE EXTERIOR (OAT)
16 - DIFUSOR ORIENTABLE
17 - PALANCA FRENO DE ESTACIONAMIENTO Y EMERGENCIA
18 - PANEL DE ALARMAS
19 - LLAVE HORIZONTE DE EMERGENCIA
20 - LLAVE ALARMA AUDIBLE
21 - LLAVE BARRA DE EMERGENCIA
22 - PANEL DE CONTROL DIRECTOR DE VUELO
23 - REMOTO ADF
24 - LLAVE SISTEMA DE AIRE ACONDICIONADO
25 - LLAVE CALEFACCIÓN AL PITOT
26 - LLAVE DESHIELO DE ENTRADAS DE AIRE AL MOTOR
27 - PANEL DE CONTROL ILUMINACIÓN
28 - PORTAMAPAS
29 - COM 2 (VHF)
30 - VARIÓMETRO
31 - RELOJ
32 - INDICADOR POSICIÓN DE COMPENSADORES
33 - LLAVES DE TEST: ALARMA AUDIBLE - INSTRUMENTOS DE MOTOR E INDICACIÓN CANTIDAD DE COMBUSTIBLE
34 - ALTÍMETRO DE CABINA
35 - LLAVE SELECTORA SISTEMA-FRENO
36 - AMPERÍMETRO - VOLTÍMETRO
37 - INDICADOR PRESIÓN HIDRÁULICA
38 - BOTONES DE TRANSFERENCIA
39 - LUCES DE MARKER
40 - BOTONES DE VOR Y OMEGA
41 - RMI
42 - REMOTO NAV (VOR)
43 - LLAVE PRINCIPAL, SISTEMA DIRECCIONAL
44 - LLAVE SISTEMA ANTI-BLOQUEO
45 - INDICADOR CANTIDAD DE OXÍGENO
46 - CAJA DE AUDIO VCS
47 - LLAVE DE IGNICIÓN
48 - LLAVE DE BOMBA DE COMBUSTIBLE
49 - PORTAMAPAS
50 - LLAVE DE TRIM DE PROFUNDIDAD DE EMERGENCIA
51 - LLAVE DE RETRACCIÓN RAM AIR
52 - LLAVE DE CORTE DE COMBUSTIBLE
53 - LLAVE SISTEMA AMORTIGUADOR DE GUIÑADA
54 - LLAVE DE COMPUTADORA
55 - SELECTOR DE ARRANQUE
56 - COMANDO DE EMPUJE
57 - COMANDO DE FLAPS
58 - LLAVE DE CORTE DE MOTOR
59 - COMPENSADOR DE DIRECCIÓN
60 - PALANCA DE TREN
61 - BOTÓN DE EYECCIÓN DE CARGAS
62 - PALANCA DE EXTENSIÓN DE TREN EN EMERGENCIA
63 - PALANCA DE FRAGILIZACIÓN DE CÚPULA
64 - PANEL INDICADOR DE ARMAMENTO Y SELECCIÓN DE ESPOLETAS
65 - COM 1 (VHF)
66 - PANEL DE CONFIGURACIÓN
67 - HORIZONTE DE EMERGENCIA
68 - LUZ WARNING (ROJA)
69 - INTERRUPTOR MAESTRO DE AUTORIZACIÓN DE ARMAMENTO
70 - INDICADOR DE AOA
71 - VELOCÍMETRO
72 - INDICADOR DE MODO DE SELECCIÓN DE MIRA
73 - RADIOALTÍMETRO (VERSIÓN EXPANDIDA)

LA AERONAVE

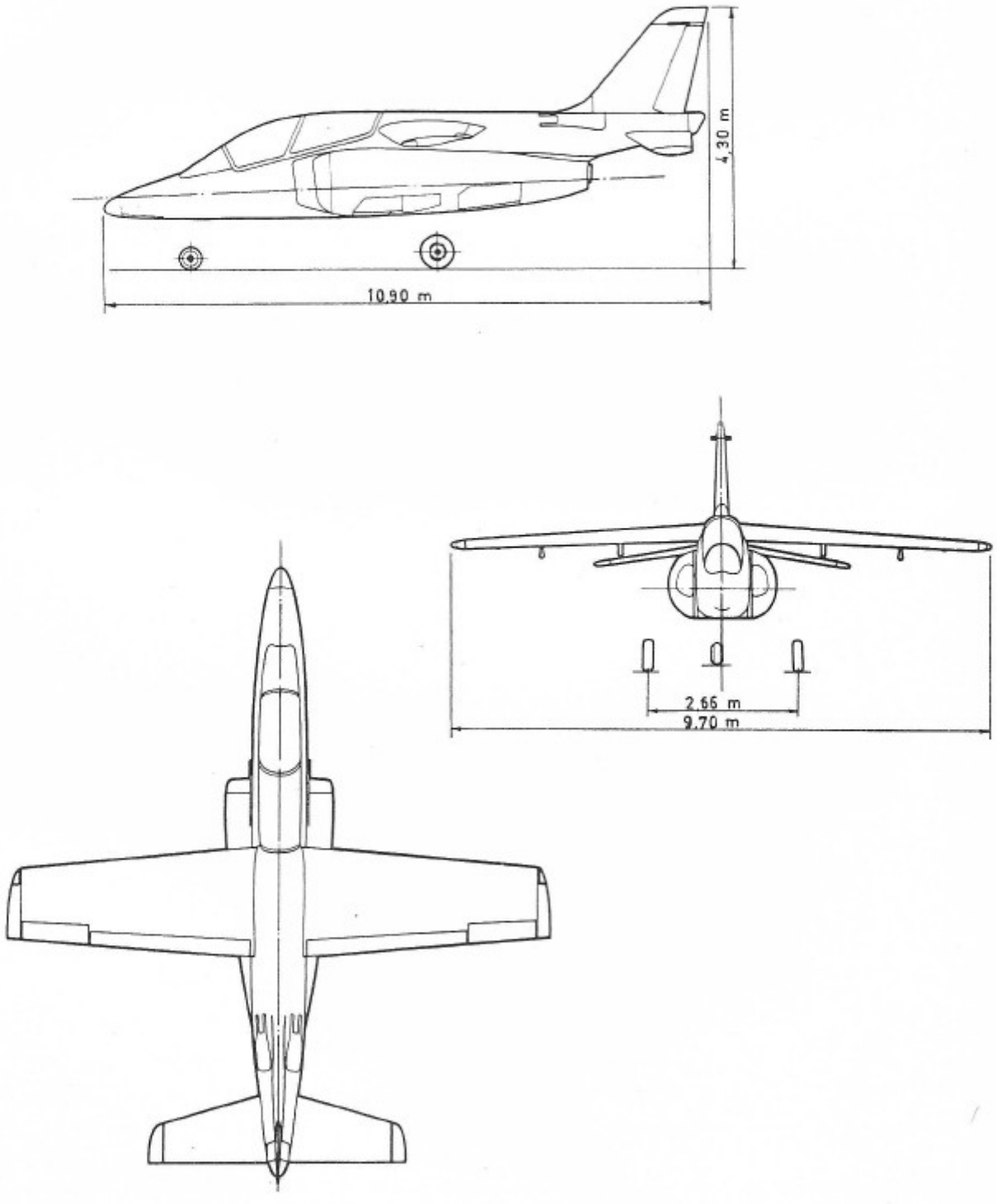


Figura 1-4

DESCRIPCION

AVION

GENERALIDADES

El avión IA.63 PAMPA es un entrenador militar de combate subsónico, equipado con un motor Turbofan y asientos eyectables. Posee ala alta con perfil supercrítico y flecha positiva, el tren de aterrizaje es accionado hidraúlicamente como así también los comandos de vuelo, flaps y frenos aerodinámicos.

Ambas cabinas en tándem están equipadas para pilotaje autónomo, debiendo ser operado desde la cabina delantera para vuelo solo.

La disposición general de ambas cabinas está detallada en las figuras 1-2 y 1-3.

DIMENSIONES

Las principales dimensiones de la aeronave son las siguientes:

- Envergadura - 9,7 metros
- Longitud - 10,9 metros
- Altura - 4,3 metros
- Trocha - 2,66 metros
- Superficie alar - 15,63 m^2

PESOS

- Peso vacío - 2800 Kg
- Peso máximo de despegue - 5000 Kg

MOTOR

GENERALIDADES

El avión está equipado con un motor Turbofan Garrett TFE 731-2-2N que suministra un empuje estático de 3500 lbs. en condiciones standard.

El TFE 731-2-2N consiste básicamente, en dos conjuntos rotantes no solidarios de baja y alta presión siendo este último el que movi liza la caja de accesorios.

CONJUNTO ROTANTE DE BAJA PRESION (N_1)

El rotor de baja presión (BP) consiste en una turbina de flujo axial de tres etapas y en un compresor de flujo axial de cuatro etapas, ambos montados en el mismo eje de baja presión.

CONJUNTO ROTANTE DE ALTA PRESION (N_2)

El rotor de alta presión (AP) consiste en una turbina de flujo axial de una etapa y en un compresor centrífugo, ambos montados en el mismo eje de alta presión.

CAMARA DE COMBUSTION

El motor está equipado con una cámara de combustión anular que contiene 12 inyectores dobles.

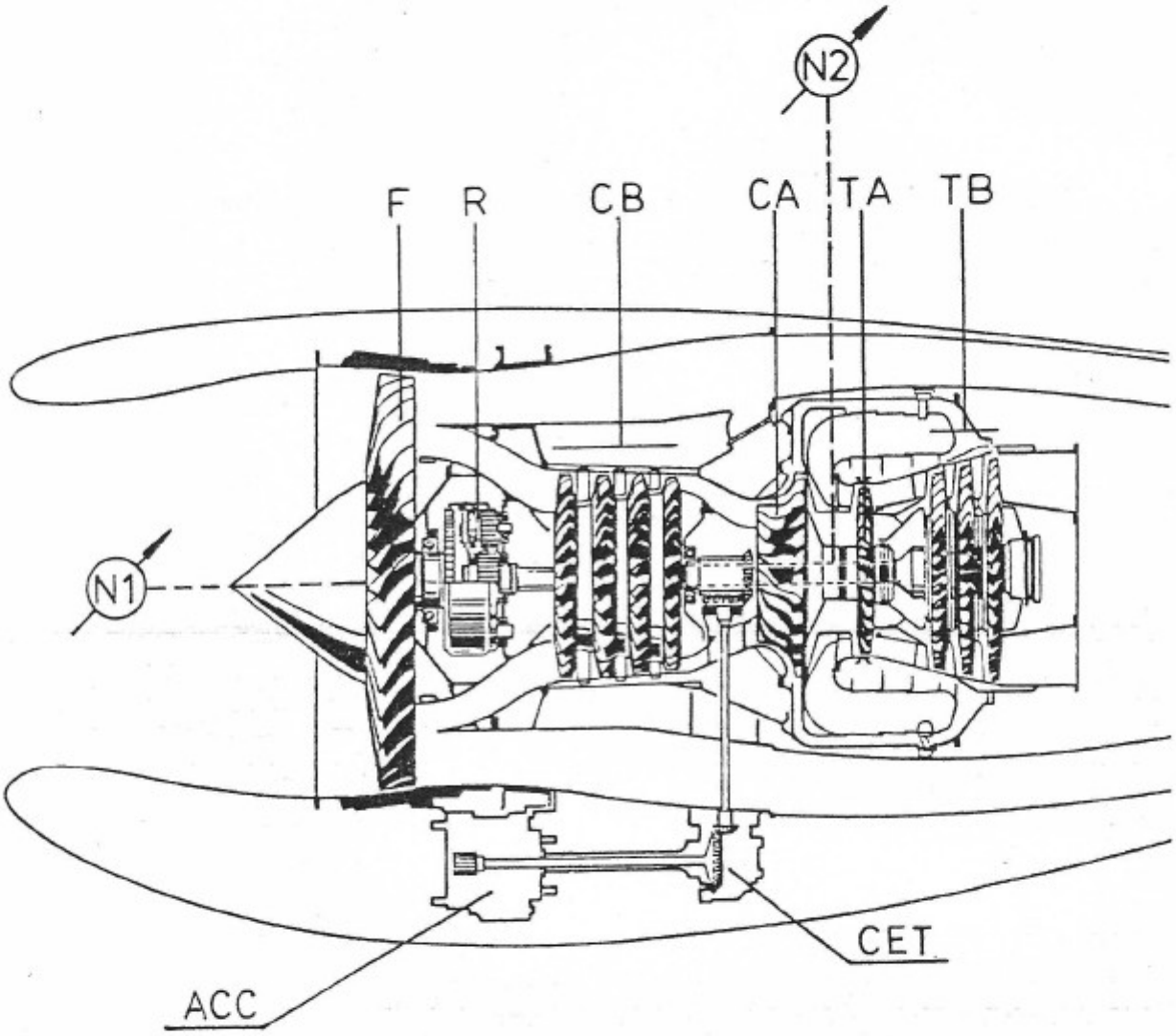
SISTEMAS DEL MOTOR

SISTEMA DE DERIVACION DE AIRE

El aire extraído desde los compresores de baja y alta presión es utilizado para:

- Presurización de cabina.
- Desempañado de parabrisas.
- Hermetización de cabina.
- Deshielo de entradas de aire al motor.

MOTOR GARRET TFE 731 2-2N



F - FAN
R - REDUCTOR
CB - COMPRESOR DE BAJA
CA - COMPRESOR DE ALTA
TA - TURBINA DE ALTA
TB - TURBINA DE BAJA
ACC - CAJA ACCESORIOS
CET - CAJA ENGRANAJES DE TRANSFERENCIA

Figura 1-5

SISTEMA DE ACCIONAMIENTO DE ACCESORIOS

La caja de accesorios sirve para el accionamiento de:

- Bombas hidraúlicas
- Bomba de aceite
- Bombas de combustible
- Generador arrancador

SISTEMA DE LUBRICACION

El sistema está diseñado para lubricar y refrigerar los siguientes conjuntos:

- Cojinetes rodamientos y planetarios del motor
- Caja de accesorios
- Caja de transferencia
- Calefacción de combustible

El depósito de aceite tiene una capacidad de 6 cuartos (5,6 lts). y está ubicado al costado derecho del FAN. Una bomba mecánica aspira el aceite a través de un regulador que mantiene la presión a 42 ± 4 psi y lo envía a los conjuntos.

El filtro de aceite de 25 micrones, incorporado al sistema en la salida de la bomba, tiene una válvula de derivación que se abre entre 30 y 40 psi.

Un indicador (botón rojo) en la válvula señala visualmente cuando el filtro está obstruído.

Para obtener óptimas temperaturas de funcionamiento el flujo de aceite debe pasar a través de un radiador de combustible/aceite y de 3 radiadores aire/aceite controlados por un termostato.

SISTEMA DE LUBRICACION

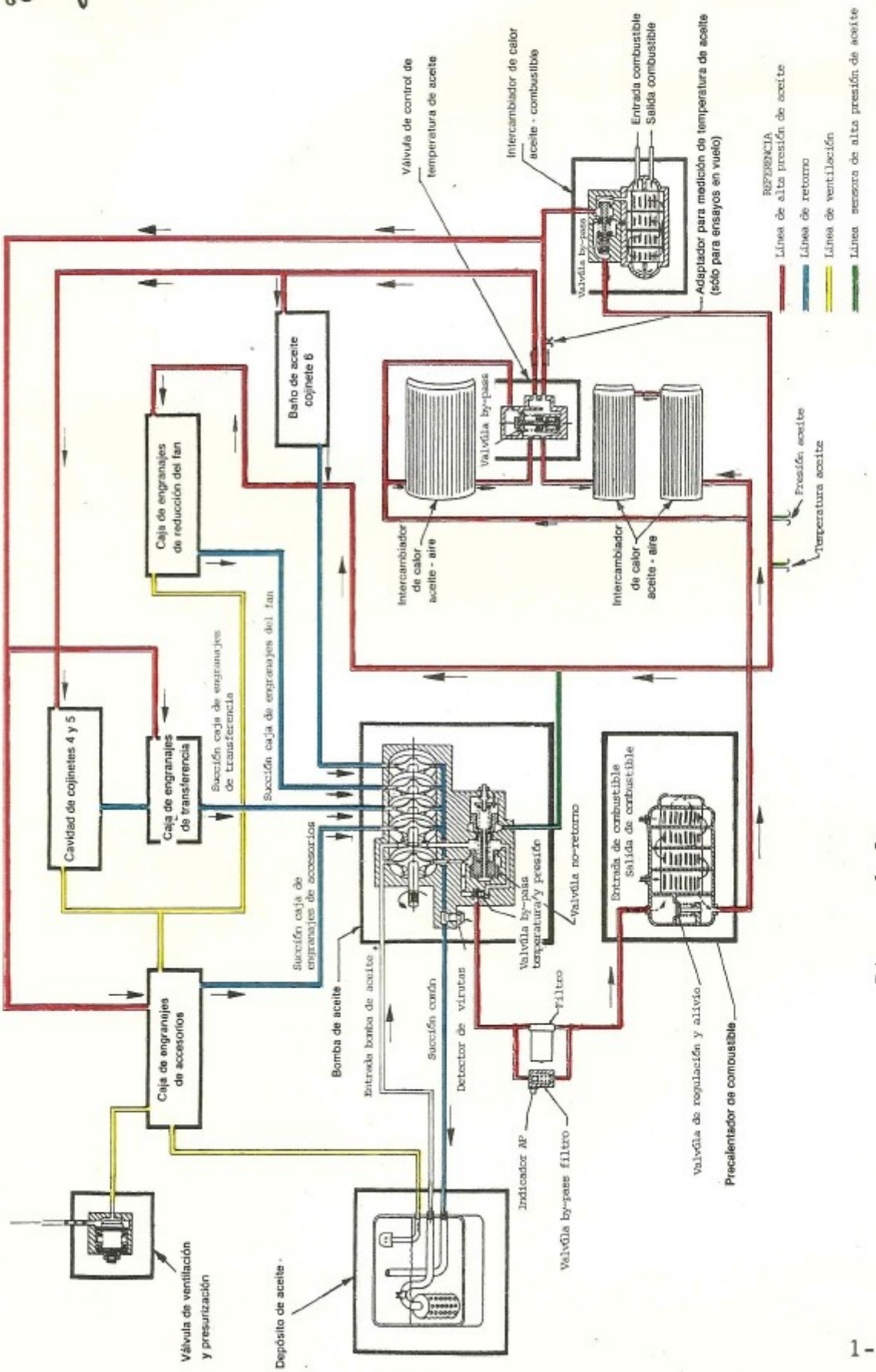


Figura 1-6

SISTEMA DE PUESTA EN MARCHA DEL MOTOR

Para la puesta en marcha del motor se necesita:

- Una masa de aire a través del motor.
- Combustible finamente atomizado que se mezcle con la masa de aire.
- Encendido de la mezcla de aire/combustible en la cámara de combustión.

El arrancador es energizado por una llave de 3 posiciones ubicadas en el panel de arranque, en ambas cabinas, con la leyenda (SI-NO-STOP). La llave está cargada a resorte a la posición NO.

El sistema es alimentado por 28 V de la barra principal de corriente continua.

A medida que el arrancador-generador acelera al conjunto rotor de alta presión, el aire es comprimido y acelerado a través del motor. Cuando la presión del flujo de aire llega a un valor aproximado de 9 PSI (P_3), el control de combustible (hidromecánico-computadora), comienza a regular el combustible dentro de la cámara de combustión.

Al conectar el arrancador, la ignición se inicia en forma automática y simultánea produciéndose la inflamación de la mezcla aire/combustible.

El motor adquiere autonomía y al 42% de N_2 el sistema de arrancador-ignición es desconectado a través de un relay. La aceleración continúa automáticamente hasta N_1 = 30% - N_2 = 60% (comando de empuje-posición reducido).

NOTA

El motor puede ponerse en marcha sin la asistencia de la computadora de combustible. (modo manual). Este procedimiento debe utilizarse únicamente para traslado de emergencia. En estas condiciones no se dispone de protección de sobrevelocidad

SISTEMA DE IGNICION DEL MOTOR

El sistema de ignición consiste en:

- Una bobina de alta tensión
- Dos bujías capaces de operar con un régimen de 1 a 5 chispas por segundo en forma permanente (M.MAN) o discontínuos (puesta en marcha normal o botón de ignición).
- Una llave de control, ubicada al costado de la llave del arrancador con las leyendas de MAN-AUTO-VENT.

En la posición AUTO, el sistema es energizado a través de la llave del arrancador y es desenergizado con N_2 = 42% por medio de un relay.

El sistema es alimentado por la barra de emergencia de 28 VCC.

En la posición MAN., el sistema es energizado a través de una llave alimentada directamente desde la barra de batería, permitiendo una emisión permanente.

En la posición VENT., el sistema es anulado para permitir la ventilación del motor en tierra.

El comando de empuje tiene un botón rojo con dos posiciones:

- Media : IGNICION
- Todo adentro : IGNICION + INYECCION DE COMBUSTIBLE

NOTA

La ignición, en cualquiera de sus tres formas, AUTO, MANUAL o botón de REENCENDIDO INMEDIATO, produce una descarga de chispa intermitente de 18000 a 24000 Volts.

CONTROLES DE MOTOR

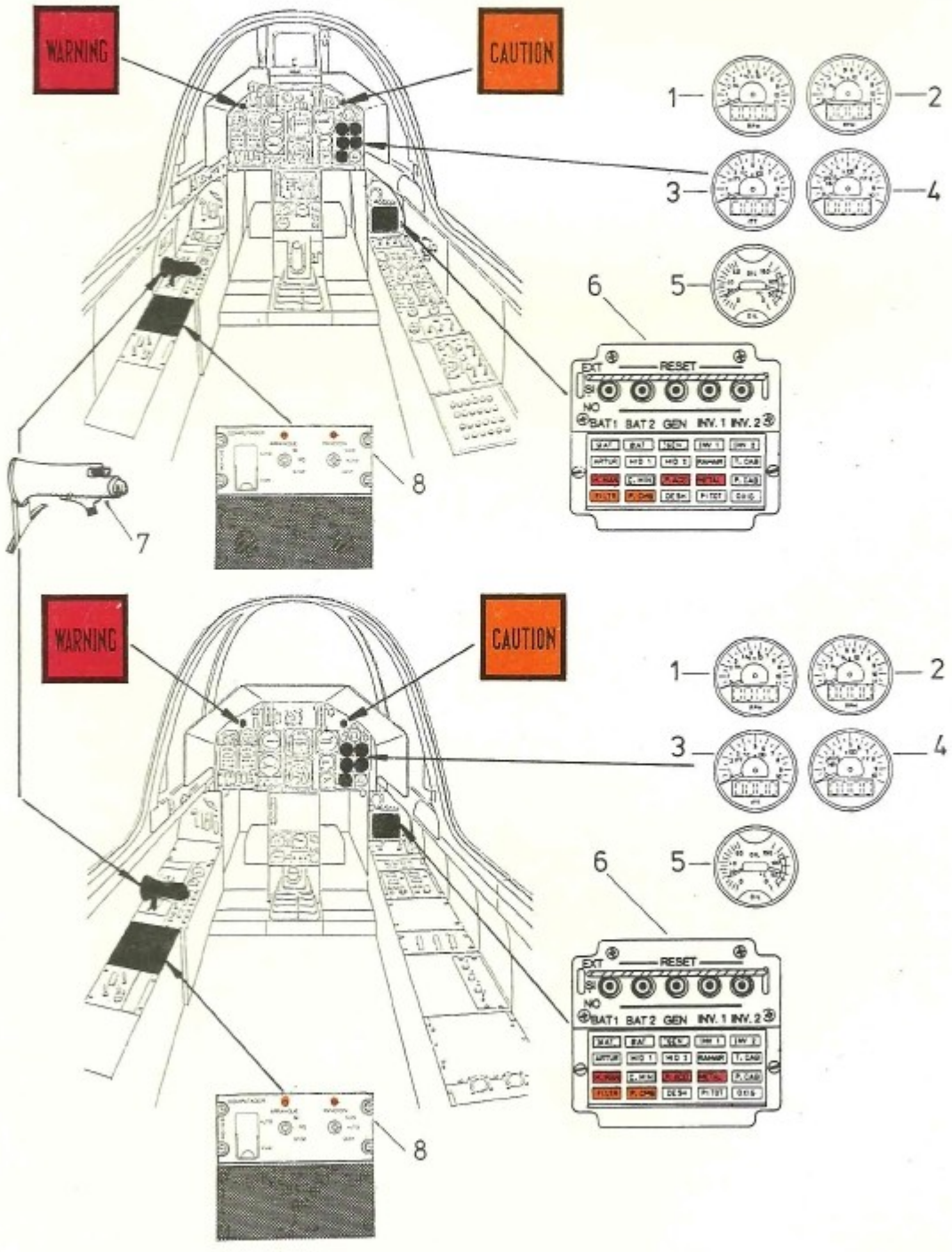


Figura 1-7

Item Nº	DESIGNACION	FUNCION
1	Indicador de N_1 (Ambas cabinas)	Indica el porcentaje de empuje,del conjunto rotante del FAN, registrado por un sensor magnético de velocidad de rotación, en el eje de la turbina de baja presión. La escala analógica brinda una primera indicación; mientras que el indicador digital posibilita una lectura más directa y precisa con un error de 0,1% aproximado. Unidad de medida = % x 10 Mínima graduación = 5%
2	Indicador de N_2 (Ambas cabinas)	Indica el porcentaje de empuje del conjunto rotante de alta presión, registrado en la caja de engranajes de transferencia.También presenta una escala analógica y un indicador digital, idénticos a los del indicador N_1 y con las mismas escalas y unidades. Además tiene incorporadas dos luces indicadoras de Ignición y Arrancador Activados.
3	Indicador de ITT (Ambas cabinas)	Registra la temperatura de los gases entre las turbinas de alta y de baja presión, por medio de 10 termocuplas. Posee una escala analógica y un indicador digital que brinda una lectura directa y precisa con un error de 1º C aprox. Unidad de medida = ºC x 100. Mínima graduación = 50ºC
4	Flujómetro con totalizador (Ambas cabinas)	Indica el consumo de combustible del motor, medido a la entrada de la válvula divisora de flujo (en la escala analógica), y el total de combustible consumido en Kg., (indicador digital).

Item NQ	DESIGNACION	FUNCION
4	(continuación)	La cantidad totalizada en el indicador digital puede volverse a "cero" mediante un botón pulsador de reposición. Unidad de medida = Kg/h x 100 Mínima graduación = 50 Kg/h
5	Manómetro (P) y termómetro (T) de aceite (Ambas cabinas)	La escala izquierda (P), indica la presión de aceite, registrada antes del ingreso a la caja de engranajes del FAN Unidad de medida = PSI Mínima graduación = 5 psi La escala derecha (T) indica la temperatura de aceite registrada en el conducto de la caja de engranajes del FAN. Unidad de medida = Q C Mínima graduación = 25 Q C
6	Panel de alarmas (Ambas cabinas)	Para el control del motor, consiste en: 1) Una luz ROJA "M MAN" - indica que el motor está operando sin asistencia de la computadora de combustible. 2) Una luz ROJA "P ACEI" - se enciende toda vez que la presión de aceite sea inferior a 25psi 3) Una luz ROJA "METAL" - indica existencia de virutas metálicas a la salida de la bomba de aceite. Las luces ámbar "FILTR" y "PCMB" se describen en la parte correspondiente a CONTROL DEL SISTEMA de COMBUSTIBLE.

Item NO	DESIGNACION	FUNCION
7	Comando de empuje (Ambas cabinas)	Establece el empuje del motor, desde REDUCIDO hasta MAXIMO a través de la unidad de control de combustible. El comando de empuje tiene tres posiciones: CORTADO, REDUCIDO y MAXIMO. En posición CORTADO cierra mecánimente la llave de combustible en la unidad de control, posibilitando la detención del motor por falta de alimentación. En posición REDUCIDO abre la llave permitiendo el ingreso del combustible a la cámara de combustión. Entre las posiciones REDUCIDO y MAXIMO, el comando acciona varias microllaves. 1) Advertencia tren de aterrizaje. 2) Circuito eléctrico bomba sumergida. 3) Advertencia cúpula destrabada. El comando tiene en su parte inferior un botón rojo (reencendido inmediato). Al ser oprimido hasta su posición media posibilita el encendido de las bujías. En la posición todo adentro, produce ignición más inyección de combustible en la cámara.

Item NO	DESIGNACION	FUNCION
7	(continuación)	Para llevar el comando de empuje desde la posición REDUCIDO hasta CORTADO se debe levantar previamente una traba mecánica ubicada a la izquierda y adelante del comando.
8	Panel de arranque (Ambas cabinas)	Posibilita la puesta en marcha o la ventilación del motor y contiene: 1) Llave de computadora de combustible con dos posiciones MAN-AUTO, protegida por un capuchón rojo en la posición AUTO. 2) Llave de arrancador, de tres posiciones: MAN-AUTO-VENT.

SISTEMA DE DETECCION DE SOBRETEMPERATURA Y DE INCENDIO EN EL MOTOR

El compartimiento del motor tiene incorporado un sistema de alarma de sobretemperatura y de incendio.

Las alarmas son representadas por dos módulos (FIRE HOT AREA y FIRE ACCESS AREA).

La señal proviene de un alambre sensible a la temperatura que envuelve dos zonas del motor (CAJA ACCESORIOS Y TURBINA)

El sistema es alimentado por la barra de cabina 28 VCC, a través de un fusible de 80 Amp.

SISTEMA DE COMBUSTIBLE

GENERALIDADES

La aeronave tiene dos tanques integrales externos, dos tanques integrales internos y dos centrales en las alas y un tanque de fuselaje.(Ver fig. 1-8).

La capacidad normal de combustible, en versión básica (792 Kg/980 lts) cubre ampliamente las necesidades de una salida de adiestramiento. La capacidad total extendida (1111 Kg/1375 lts) asegura la operación del avión en misiones de enlace y despliegue a grandes distancias.

El avión no posee tanques suplementarios externos, siendo la totalidad del combustible, alojado internamente.

El combustible llega desde los tanques de ala al tanque central y desde allí al de fuselaje, en cuyo interior hay un colector para vuelo invertido que contiene una bomba sumergida y una bomba eyectora, para alimentación del motor.

El sistema de trasvase de tanques, en las alas es controlado por flotantes que, eléctricamente energizan una línea de flujo de alta presión denominada "Motive Flow", que hace funcionar bombas eyectoras para posibilitar el trasvase.

El combustible desde los tanques interiores del ala, puede ser recuperado por gravedad en caso de que el sistema de trasvase normal quede inoperativo.

La línea "Motive Flow" también alimenta la bomba eyectora del colector de vuelo invertido, suministrando combustible desde la bomba eléctrica hacia el motor.

Toda vez que la presión de la "Motive Flow" sea insuficiente en la bomba eyectora, la alimentación del motor queda asegurada por la bomba eléctrica, que puede funcionar en forma manual (por ejemplo, en la fase de puesta en marcha) o automática, de acuerdo con la ubicación de una llave de tres posiciones NO -AUTO-SI ubicada en la consola izquierda de la cabina.

DATOS DE CANTIDAD DE COMBUSTIBLE Y UBICACION DE LOS TANQUES

Ubicación	Cantidad de combustible		
	Combustible utilizable		
	Kg	L	US GAL
Tanque del fuselaje	323	400	106
2 Tanques centrales del ala	89	110	29
2 Tanques interiores del ala	380	470	124
Total normal	792	980	268
2 Tanques de punta del ala	319	395	104
Total extendido	1111	1375	362

NOTA

El peso de combustible se basa en combustible JP.1 con 0.808 Kg por litro a una temperatura + 15º C.

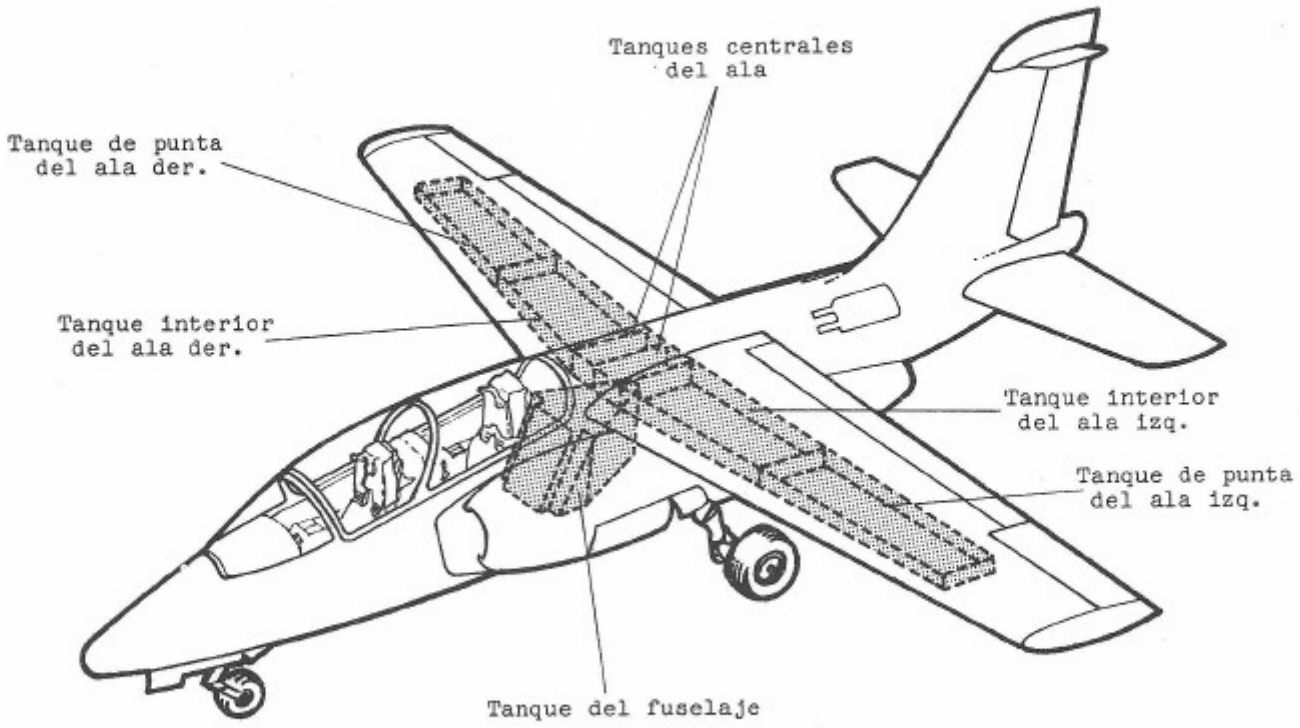


Figura 1-8

CONJUNTO DE TANQUES DE COMBUSTIBLE

TANQUE DE FUSELAJE

El tanque de fuselaje está equipado con un capacitor medidor de cantidad, un interruptor de mínimo nivel de combustible que encenderá la luz roja "C.MIN" en el panel de alarmas indicando una cantidad igual o inferior a 150 Kg., además tiene una unidad de alimentación, compuesta por una bomba sumergida eléctrica, un eyector de alimentación, una válvula de no retorno y un colector de alimentación. La unidad de alimentación está instalada dentro del colector para vuelo invertido.

Este colector proveerá combustible para un máximo de 10 segundos en vuelo invertido.

TANQUES CENTRALES DE ALA

Los tanques centrales de ala están instalados encima del tanque de fuselaje y equipados con capacitores para medir la cantidad de combustible. El trasvase hacia el tanque de fuselaje se realiza por gravedad.

TANQUES INTERIORES DE ALA

Los tanques interiores de ala están interconectados con los tanques centrales para la alimentación por gravedad.

El trasvase normal del combustible se realiza por medio de bombas eyectoras. Cada tanque está equipado con dos capacitores medidores de cantidad de combustible y un interruptor de tanque vacío, que enciende la luz respectiva de "**tanque vacío**" sobre el indicador de cantidad de combustible, en el panel frontal derecho de la cabina.

TANQUES DE PUNTA DE ALA

Los tanques de punta de ala están conectados con los tanques interiores por medio de una válvula de interconexión comandada eléctricamente desde el panel de carga de combustible, permitiendo el llenado de los mismos desde los tanques interiores.

TRASVASE E INDICACION DE COMBUSTIBLE

El trasvase de combustible desde los tanques externos a los internos se realiza, en la fase normal de operación, por medio de la línea "Motive Flow" dirigida a través de una válvula de tres vías, que es operada por un motor eléctrico **alimentado con 28 Volts de la barra esencial de corriente continua.**

Si la llave para trasvase del panel lateral izquierdo está en la posición AUT. el trasvase se iniciará automáticamente desde el tanque externo al interno. Un flotante conjugado eléctricamente con la válvula de tres vías **cambia la línea "Motive Flow"** al eyector del tanque interno cuando el externo no tiene combustible. En ese momento se encenderá la correspondiente luz ámbar "EXT" en el panel frontal derecho de la cabina.

Cuando el trasvase automático es asimétrico se puede normalizar la situación comandando manualmente la válvula de tres vías. Esto se consigue colocando en EXT.la llave de trasvase, del tanque que tenga menos combustible. De esta forma se interrumpirá el trasvase en el mismo, consumiéndose el combustible del tanque más lleno. Una vez restablecida la asimetría se debe volver la llave de trasvase a la posición AUT.

El indicador de combustible ubicado en la parte superior derecha del panel de instrumento es utilizado también para control de asimetría por medio de una llave selectora IZQ. y DER.

Esta marcación solamente indica la cantidad de combustible remanente en los tanques interiores de ala, y por lo tanto , comenzará a descender una vez finalizado el trasvase de los tanques externos.

SISTEMA DE COMBUSTIBLE DEL MOTOR

El combustible es dirigido al motor por la bomba sumergida eléctrica ubicada en el colector de vuelo invertido. La bomba debe funcionar en modo MANUAL durante la puesta en marcha y luego en AUTO.

En esta posición la bomba se energiza automáticamente cada vez que la presión de combustible del eyector principal es inferior a 5 psi (con el comando de empuje entre reducido y máximo). Una luz verde ubicada sobre las alarmas de fin de trasvase se encenderá toda vez que la bomba esté funcionando.

La bomba sumergida es alimentada por 28 Volts de corriente contínua desde la Barra de Cabina y protegida por los fusibles térmicos BOM.SUM. y CONTROL BOM.SUM. ubicados en el panel derecho de la cabina.

Después de salir del eyector principal el combustible pasa por una llave de corte accionada eléctricamente, cuyo comando se encuentra instalado en la consola izquierda, detrás del panel de combustible y está protegida por un capuchón rojo.

Después de esta llave de corte, el combustible es dirigido hacia un filtro con "by-pass", cuyo detector eléctrico de "filtro saturado" enciende en la cabina una luz ámbar indicando que está pasando combustible sin filtrar.

Toda vez que la presión de combustible sea inferior a 2,6 p.s.i el detector de presión encenderá la luz ambar "PCMB" en el panel de alarmas y automáticamente, se energizará la bomba sumergida (encendiéndose la luz verde ubicada sobre el indicador de cantidad de combustible).

Posteriormente el combustible ingresa a la bomba de baja presión (35/40 psid) accionada por el motor, que envía el caudal hacia un filtro con "by-pass" y a un sensor antihielo, que mide la temperatura del combustible. Cuando la temperatura desciende a 2ºC o menos, el sensor abre eléctricamente una válvula antihielo que deriva parte del combustible de retorno de la Unidad de Control, hacia un precalentador por aceite. De ésta manera se evita el congelamiento del combustible.

El combustible entra, finalmente a una bomba de alta presión (1000 psi- 5000 lts/h. con el 100% N_1) que posee una válvula de alivio.

SISTEMA DE COMBUSTIBLE

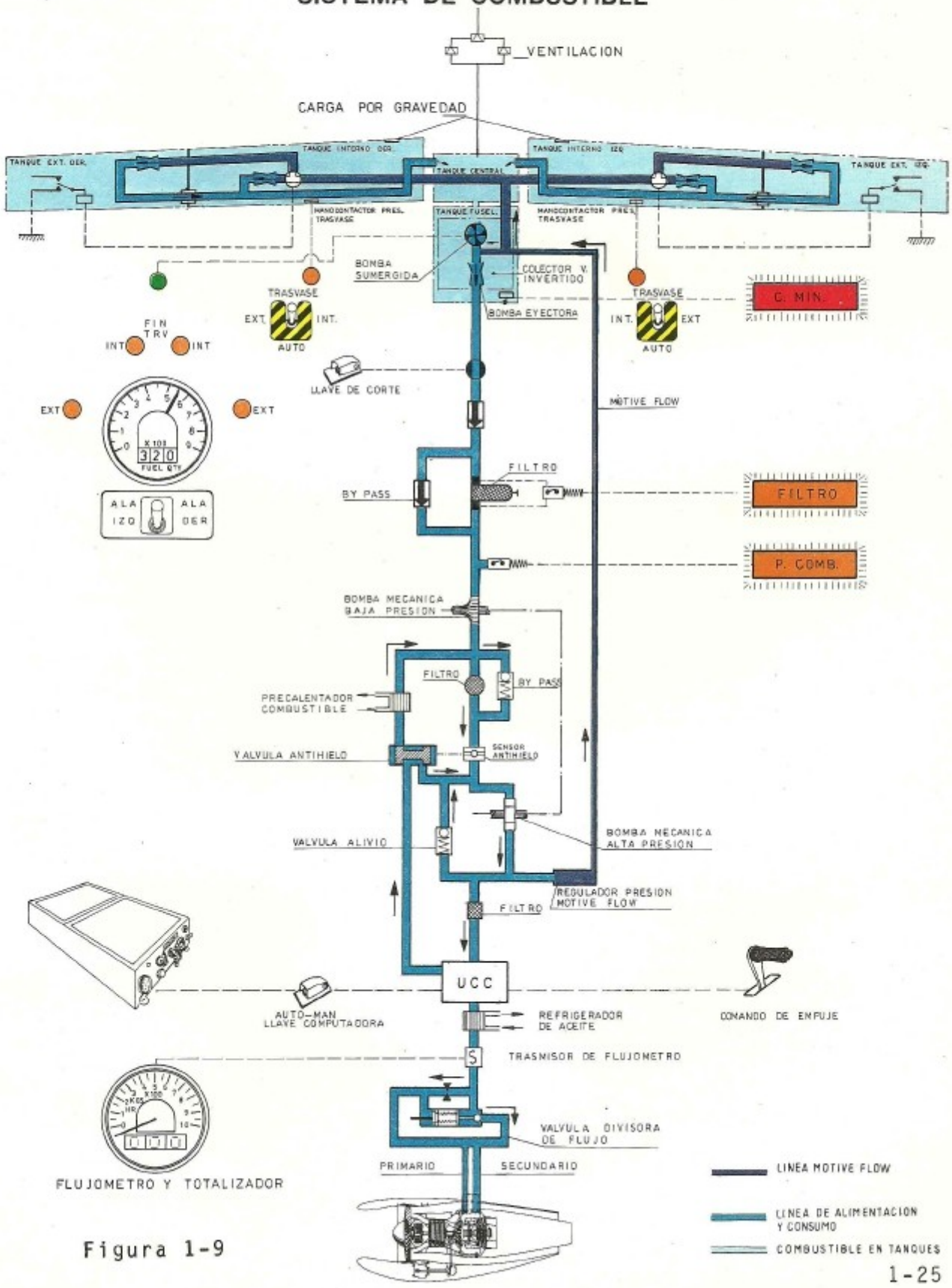


Figura 1-9

Luego el combustible se bifurca ingresando por una derivación a la línea de alta presión "Motive Flow" y por otra derivación hacia la Unidad de Control de Combustible (UCC) pasando previamente por un filtro de entrada.

COMPUTADORA DE COMBUSTIBLE

La Unidad de Control de Combustible está asistida por una computadora electrónica, que es alimentada **por 28 Volts de C.C. de la Barra de Cabina** y que recibe información desde: Posición del comando de empuje, N1, N2, TT5, PT2, TT2, procesándolas para regular (a través de la Unidad de Control) la cantidad de combustible destinada a la cámara de combustión.

La computadora es energizada desde la consola izquierda de cabina con una llave de dos posiciones "AUTO.-MAN" protegida por un capuchón rojo en la posición AUTO.

En la posición "MAN", el piloto puede regular el combustible manualmente, con el movimiento del comando de empuje, extremando las precauciones para no exceder las limitaciones del motor.

Luego de pasar la regulación de la Unidad de Control el combustible ingresa a un radiador de aceite, luego por un transmisor de flujómetro y totalizador y finalmente entra a una válvula divisora de flujo a través de un orificio compensador de viscosidad que permite un caudal inicial para la puesta en marcha del motor (flujo primario), aumentándolo a medida que el régimen de RPM se incrementa (flujo secundario).

Doce pulverizadores dobles de combustible están montados en dos múltiples de inyección dentro de la cámara de combustión.

CONTROLES SISTEMA DE COMBUSTIBLE

Los Controles de Sistema de Combustible e instrumentos son detallados en la Figura 1-10 para ambas cabinas.

CONTROLES SISTEMA DE COMBUSTIBLE

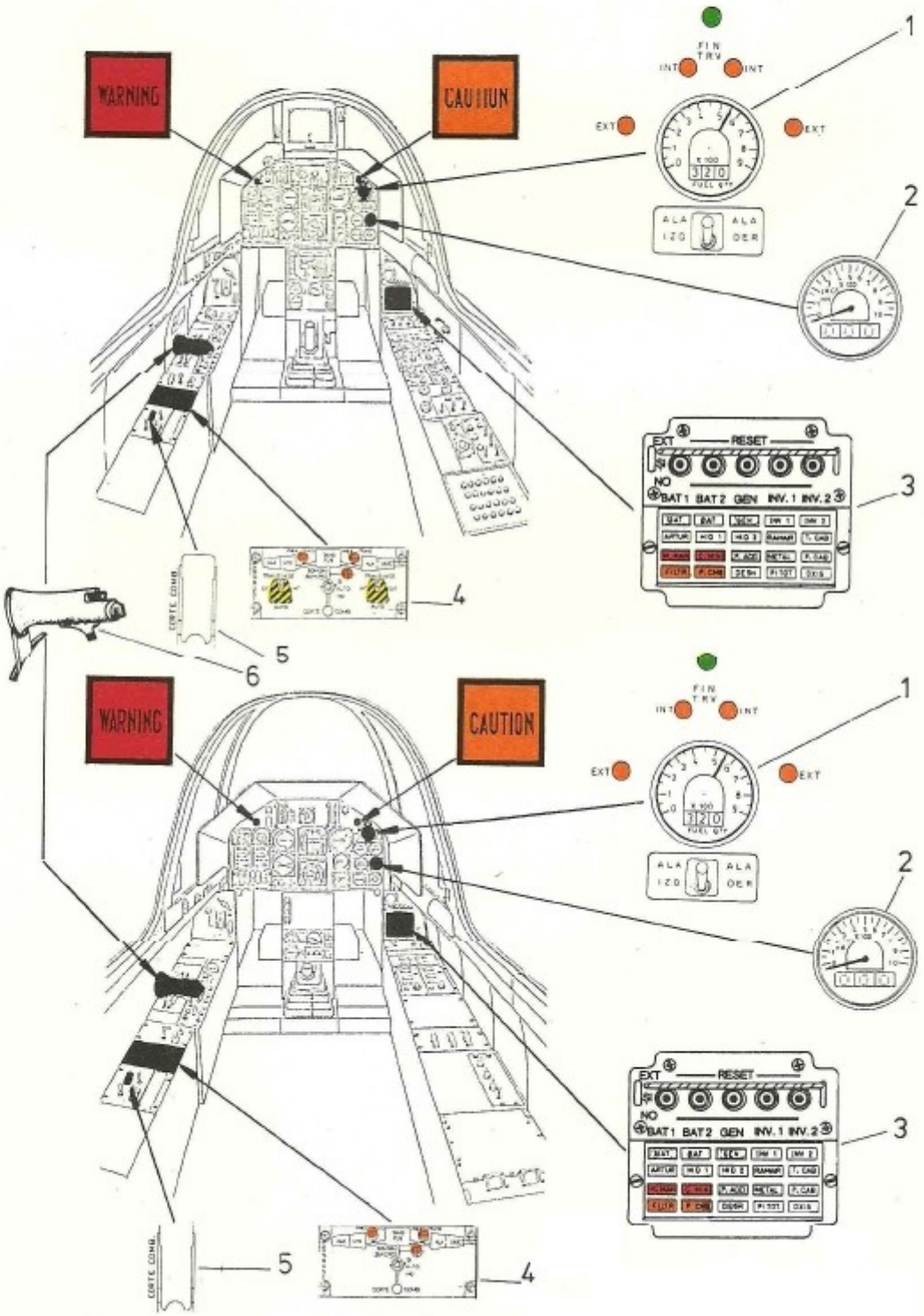


Figura 1-10

Item Nº	DESIGNACION	FUNCION
1	Totalizador de combustible (Ambas cabinas)	Indica el combustible remanente en el avión (indicación analógica) y en el tanque de fuselaje (indicador digital). El selector ALA-IZQ y ALA-DER.permite conocer el combustible remanente de los tanques de ala internos respectivos. Unidad de medida = Kg x 100 Mínima graduación = 50 Kg Completan la información,cuatro luces ámbar de fin de trasvase y una luz verde de Bomba Sumergida operando.
2	Flujómetro con totalizador (Ambas cabinas)	Indica el consumo del motor medido a la entrada de la válvula divisora de flujo (indicación analógica) y el total de combustible consumido en Kg (indicación digital).Esta cantidad puede volverse a cero mediante un botón de reposición. Unidad de medida = Kg/h x 100 Mínima graduación = 50 Kg
3	Panel de alarma (Ambas cabinas)	Este sistema tiene: Una luz roja "C.MIN." (se encenderá cuando la cantidad de combustible en el tanque de fuselaje sea inferior a 150 Kg). Dos luces ámbar:"FILTR" y "P.CMB": "FILTR" - cuando la presión de combustible a través del filtro es superior a 6,6 psid. "P.CMB" - cuando la presión de combustible a través del filtro es inferior a 2,6 psid. Una luz ROJA "M.MAN."indica que el motor está operando sin asistencia de la computadora de combustible.
4	Panel control de combustible (Ambas cabinas)	Contiene: una llave de control de Bomba Sumergida , cuatro luces de alarma:(2 de presión de trasvase, 1 de bomba energizada y 1 de corte

Item NQ	DESIGNACION	FUNCION
4	(continuación)	de combustible) y dos llaves de control de trasvase (únicamente cabina delantera) Estas llaves energizan las válvulas de tres vías correspondientes, para posibilitar la normalización en caso de trasvase asimétrico.
5	Llave de corte de combustible (Ambas cabinas)	Alimentada por la BARRA DE BATERIA, acciona eléctricamente la llave de corte de combustible ubicada a la salida del tanque de fuselaje.
6	Comando de empuje (Ambas cabinas)	Selecciona las RPM y el empuje del motor desde REDUCIDO hasta MAXIMO a través de la unidad de control de combustible. En posición "CORTADO" mantiene cerrada mecánicamente la llave de combustible de la unidad de control y la abre cuando el comando es llevado a posición REDUCIDO. El botón rojo de reencendido y cebado posibilita la ignición manual de las bujías en su primera posición (medio) agregando la inyección de combustible dentro de la cámara cuando es oprimido completamente.

SISTEMA ELECTRICO

GENERALIDADES

El sistema eléctrico del avión está constituído por:

- Un GENERADOR ARRANCADOR de 30 Volt CC/400 A, 12 Kw de potencia máxima.
- Dos BATERIAS Niquel-Cadmio de 24 Voltios y 27 A/h.
- Dos INVERSORES de 450 VA, alimentados por el sistema de corriente continua, proveen la alimentación de 26 VCA y 115 VCA a la frecuencia constante de 400 Hz.
- 6 BARRAS de corriente continua y 3 BARRAS de corriente alterna.

ALIMENTACION DE CORRIENTE CONTINUA (CC)

El GENERADOR-ARRANCADOR es la FUENTE PRINCIPAL de corriente continua y la FUENTE SECUNDARIA 2 baterías de Niquel Cadmio de 24 Voltios.

Las baterías pueden ser usadas para el arranque del motor en casos especiales y en el caso de falla de generador pueden suministrar alimentación eléctrica, por un período limitado, a los servicios eléctricos esenciales.

Ambas fuentes de energía suministran corriente continua a la BARRA PRINCIPAL y por su intermedio a la BARRA DE CABINA, BARRA ESENCIAL de 28 Voltios y BARRAS NO ESENCIAL de 28 Voltios.
La batería 1 por su parte, alimenta las BARRAS 1 y 2 de BATERIA.

BATERIAS

Las baterías al ser energizadas para arranque autónomo, se conectan en serie por medio de un contactor serie-paralelo suministrando 48 VCC al arrancador.

Al 50% N2 RPM, el mismo contactor vuelve a conectar las baterías en paralelo.

Dos interruptores (BAT 1 y BAT 2) de tres posiciones (NO-SI-EXT) permiten controlar las fuentes de energía eléctrica.

En la posición SI el contactor de batería respectivo es energizado permitiendo la alimentación a la BARRA PRINCIPAL.

Con ambas llaves en posición "EXT" se energiza el contactor de toma externa y la energía exterior alimenta la BARRA PRINCIPAL.

La desconexión de las baterías de la BARRA PRINCIPAL produce el encendido de las luces rojas BAT 1 y BAT 2 en el panel de alarmas.

Como protección de sobre temperatura, dos alarmas de color ámbar, se encienden cuando la temperatura de las baterías es superior a 71ºC.

Un instrumento dual indica el voltaje de la BARRA PRINCIPAL de 28 VCC y la carga en amperes que suministra el generador. Un shunt de 500 Amp conectado a masa, está asociado con el amperímetro.

ALIMENTACION DE ENERGIA EXTERNA

Para alimentación desde el exterior el avión tiene una toma de energía con tres pines, ubicada en el costado izquierdo del fuselaje.

La fuente externa debe tener una capacidad de 28 VCC/1500 Amperes.

La conexión de la energía externa desconecta las baterías de la BARRA PRINCIPAL y la dependencia de todas las BARRAS de corriente continua incluyendo el contactor de puesta en marcha (a través del CONTACTOR DE TOMA EXTERNA).

NOTA

La alimentación de energía externa del avión posee un protector de sobretensión calibrado a 31,5 Volts. La indicación en cabina de una sobretensión se manifiesta a través del "apagado" de la luz indicadora de toma de energía externa.

PELIGRO

LA UTILIZACIÓN DE LAS BATERIAS DEL AVION PARA PUESTA EN MARCHA DEBERA SER RESTRINGIDA AL MAXIMO.

LAS BATERIAS SON UNA FUENTE DE RESERVA Y SEGURIDAD POR SER LA UNICA FUENTE ELECTRICA DE EMERGENCIA.

GENERADOR ARRANCADOR

El generador-arrancador es accionado por el motor del avión, y consiste en una unidad de 4 polos con colector.

Para la función arrancador, la unidad trabaja como motor en serie, recibiendo energía desde el contactor de puesta en marcha cuando la llave correspondiente de tres posiciones (SI-NO-STOP) de la cabina es colocada en posición "SI".

En el modo generador, suministra energía eléctrica para los sistemas del avión y además, carga las baterías.

Como generador, es controlado desde la cabina por una llave (GEN) de tres posiciones (NO-SI-RESET). La posición "RESET" es una posición momentánea de la llave, para provocar la reconexión del generador, en caso de que se haya desconectado merced al circuito de protección. Esta condición será indicada por una luz roja (GEN) en el panel de luces de alarma.

Siempre que el generador esté desconectado de la línea el amperímetro marcará "0" amperes.

La unidad de control generador-arrancador es un circuito impreso y está ubicado en el compartimiento de batería en el costado derecho del avión.

Las funciones de la unidad de control son:

- Regulación y control del voltaje.
- Control del contactor de generador.
- Control del campo magnético para el modo arrancador.
- Control de modo de funcionamiento de generador-arrancador
- Protección contra: sobrevoltaje, sobrecarga, cortocircuito, corriente inversa y sobrevelocidad del generador.

BARRAS DE CORRIENTE CONTINUA

Las barras de corriente continua son:

- Barras 1 de batería (cantidad dos)
- Barras 2 de batería (cantidad dos)
- Barra principal
- Barra esencial
- Barra no esencial
- Barra de Cabina

Las BARRAS DE BATERIAS son alimentadas en forma directa por las baterías y a ellas se conectan los circuitos de seguridad del avión, que dispondrán en una emergencia, de la energía acumulada en las baterías hasta su agotamiento.

La BARRA PRINCIPAL es la barra distribuidora, que alimenta la barra esencial, la no esencial y la de cabina.

La BARRA ESENCIAL está destinada a alimentar los circuitos principales de vuelo del avión.

La BARRA NO ESENCIAL alimenta circuitos secundarios de los cuales se puede prescindir en vuelo en una emergencia eléctrica.

La BARRA DE CABINA alimenta circuitos principales de vuelo del avión con acceso del piloto a los disyuntores térmicos de protección.

BARRAS DE BATERIA

Cada batería alimenta su correspondiente barra 1 y barra 2. Sólo las barras de la batería NΩ 1 alimentan servicios del avión. Entre las barras 1 y barra 2, se ha intercalado un fusible de 500 A.

BARRA PRINCIPAL

La alimentación de la BARRA PRINCIPAL se efectúa como sigue:

- Desde las baterías del avión, a través de los contactores de batería, respectivos cuando las llaves de batería (BAT) están en posición SI (posición media de las llaves).

- Desde una fuente de energía exterior, a través del contactor de toma externa, cuando las dos llaves de batería están en la posición "EXT".

- Desde el generador, cuando el contactor del generador ha cerrado por un voltaje superior al de la barra principal.

La BARRA PRINCIPAL alimenta directamente las Barras Esencial y de Cabina, a través de un fusible de 80 A. en cada una.

La BARRA NO ESENCIAL es alimentada desde la Barra Principal a través del contactor entre barras. El contactor entre barras cierra y conecta la Barra no Esencial cuando:

- Se cierra el contactor de toma externa

- Se cierra el contactor del generador, después de la puesta en marcha.

La BARRA NO ESENCIAL se separa:

- Automáticamente: Por la apertura del contactor del generador.

- Manualmente: Cuando la llave "BARR. EMERG" de 2 posiciones (SI-NO),en la cabina y protegida con un capuchón de seguridad, es colocada en posición "SI" (capuchón levantado).

La separación de la Barra No Esencial corta la alimentación del inversor Nº 1, cortando además la Barra No Esencial de 115 VCA.

Los diferentes circuitos alimentados por las barras de corriente continua son los ilustrados en la figura 1-11.

ALIMENTACION DE CORRIENTE ALTERNADA

El sistema de corriente alternada emplea dos inversores, alimentados con 28 VCC.

El inversor Nº 1 recibe alimentación desde la Barra No Esencial de corriente continua, a través de un fusible térmico de 25 A., el inversor Nº 2 recibe alimentación desde la Barra Esencial de corriente continua a través de un fusible térmico similar de 25 A.

SISTEMA ELECTRICO

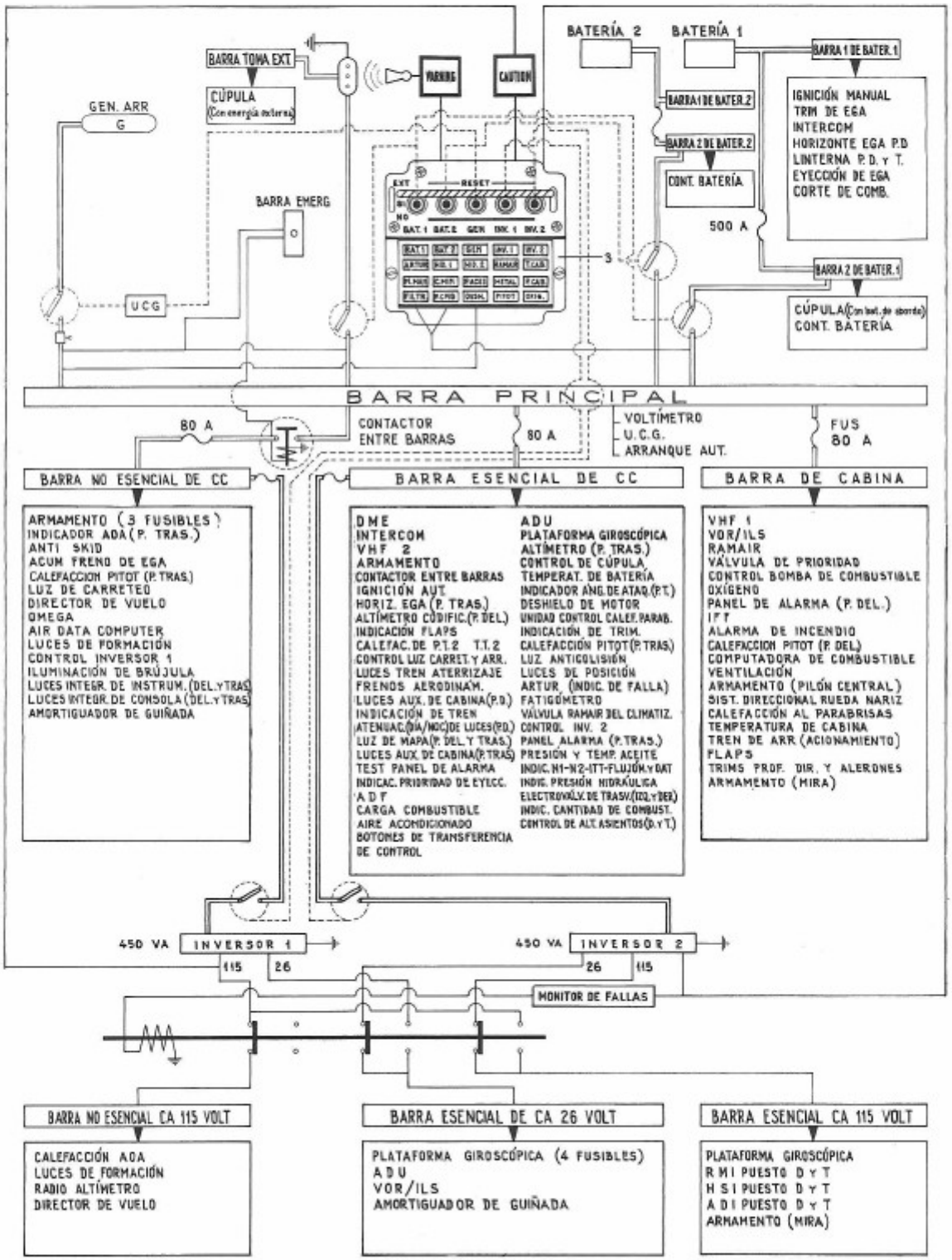


Figura 1-11

BARRAS DE CORRIENTE ALTERNADA

Las barras de corriente alternada son tres:

- Barra No Esencial de 115 VCA, alimentada por el inversor 1.
- Barra Esencial de 115 VCA, alimentada por el inversor 2.
- Barra Esencial de 26 VCA, alimentada por el inversor 2.

En caso de falla del inversor 2, un relay automático de transferencia hace que el inversor 1 suplante al 2, alimentando las Barras Esenciales de 26 VCA y de 115 VCA; a su vez la Barra No Esencial de 115 VCA queda separada del circuito y por ende sus servicios inactivos.

Los diferentes circuitos que alimentan cada barra son detallados en la figura 1-11.

CONTROL DE LOS INVERSORES

El control de los inversores se efectúa por medio de dos llaves (INV1 e INV2), de tres posiciones (RESET-SI-NO), ubicadas en la cabina; la posición RESET no está operativa.

En caso de desconexión de un inversor se enciende una luz ámbar (INV1 o INV2) en el panel de luces de alarma de la cabina.

FUSIBLES TERMICOS

El sistema eléctrico del avión está protegido por un conjunto de fusibles térmicos distribuídos en diferentes cajas y lugares del avión.

Solo los fusibles térmicos correspondientes a la Barra de Cabina son accesibles al piloto, por su ubicación en la consola derecha del puesto delantero.

SISTEMA HIDRAULICO

GENERALIDADES

El avión está equipado con dos sistemas hidráulicos independientes, cada uno alimentado por una bomba mecánica de desplazamiento variable, accionada por el motor del avión, que suministra una presión nominal de 206 bar (3000 psi).

Ambos circuitos en forma individual, accionan distintos sistemas (tren de aterrizaje, flaps, frenos, etc.), pero además ayudan en forma conjunta a los servo-actuadores hidráulicos en tándem, de los comandos primarios de vuelo. En caso de falla de uno cualquiera de los dos sistemas, se dispondrá aún de comandos de vuelo por estar interconectados entre ambos, garantizando de esta forma, una operación segura.

En caso de pérdida de presión o falla del sistema hidraúlico 1, la operación del tren de aterrizaje es asegurada por el accionamiento de una manija de extensión de Emergencia, que al mismo tiempo envía el líquido hidráulico a retorno y libera los ganchos de traba del tren, permitiendo que éste baje por gravedad y por presión de aire de impacto.

En caso de una pérdida de presión inferior a 103 bar en el sistema hidráulico 2, una turbina eólica (Ram Air Turbine) de extensión automática suministrará al sistema 2, una presión de 206 bar por medio de una bomba hidráulica de desplazamiento fijo, integrada en la misma turbina eólica.

Complementan el Sistema Hidráulico cinco acumuladores, que constituyen una reserva de energía, y además, un eficaz medio de amortiguación ante posibles fluctuaciones de caudal.
(Ver figura 1-12).

SISTEMA HIDRAULICO 1

El sistema hidráulico 1 está dividido en dos subsistemas: servos y servicios, una válvula de prioridad, operada eléctricamente, anula al subsistema servicios, cuando la cantidad de líquido disponible en el depósito es igual o inferior a 1,5 lts asegurando de esta forma, un mínimo para la alimentación de los servos de los comandos primarios de vuelo.

El sistema 1 alimenta los siguientes componentes:

- Mitad del actuador en tándem de alerones
- Mitad del actuador en tándem del timón de dirección
- Mitad del actuador en tándem del timón de profundidad
- Actuador del amortiguador de guiñada

También alimenta, después de la válvula de prioridad (en dirección del flujo):

- Frenos aerodinámicos
- Tren de aterrizaje
- Puertas del tren de aterrizaje
- Frenos normales de ruedas

El líquido hidraúlico sale del depósito de 3,5 lts, de capacidad, presurizado con 4 bar. Una bomba mecánica, accionada por el motor del avión, alimenta todo el sistema con una capacidad de 16 lts/min a 206 bar (3000 PSI)

A la salida de la bomba mecánica está la unidad de filtros, que contiene los filtros de alta y baja presión, ambos con una capacidad de filtrado de 5 micrones y con un by-pass en el filtro de Baja Presión, que opera cuando hay una caída de presión de 4 ± 0,5 bar.

Ambos filtros poseen un botón testigo rojo, de accionamiento mecánico, para alarma de filtro contaminado.

La unidad de filtro tiene también una válvula de alivio que se abre a 235 bar, un transmisor de presión para los manómetros de cabina, un manocontactor de baja presión con luz ámbar indicadora de HID 1, en el panel de alarmas, que opera con 103 bar, cuatro válvulas de no-retorno y una válvula de prioridad, operada eléctricamente y en forma automática cuando el nivel de líquido del depósito es mínimo,aislando la rama "servicios" (o utilidad) para dar prioridad de operación a los servos de comandos de vuelo.

La válvula de prioridad **es alimentada por 28 volts de la Barra de Cabina.**

La línea de presión que sale de la Unidad de Filtro, pasa por un acumulador de presión.

SISTEMA HIDRAULICO 2

El sistema hidráulico 2, también llamado DE EMERGENCIA, es similar al Sistema 1, con un depósito de 3,5 lts., presurizado con 4 bar y una bomba accionada por el motor, con una capacidad de 8 lts/min a 206 bar (3000 p.s.i.).

Como en el caso del Sistema 1, a la salida de la bomba mecánica hay también una unidad que contiene los filtros de Alta y Baja presión, ambos con una capacidad de filtrado de 5 micrones y con un by-pass en el filtro de baja presión, que opera cuando hay una caída de presión de 4 ± 0,5 bar.

Ambos filtros poseen un botón testigo rojo de accionamiento mecánico, para alarma de filtro contaminado.

La unidad de filtro tiene también una válvula de alivio que se abre a 235 bar,un transmisor de presión para los manómetros de cabina, un manocontactor de baja presión con luz indicadora en el panel de alarmas "HID 2" que opera con 103 bar y cuatro válvulas no-retorno.

La línea de presión que sale de la unidad de filtro, pasa por un acumulador de presión.

El Sistema 2 alimenta los siguientes componentes:

- Mitad del actuador en tándem de alerones
- Mitad del actuador en tándem del timón de dirección
- Mitad del actuador en tándem del timón de profundidad
- Simulador de Esfuerzos de Comandos (ARTHUR/CFV)
- Actuador de Flaps
- Sistema Direccional de la rueda de nariz
- Freno de Estacionamiento/Emergencia

Alimentación hidraúlica de emergencia (Ram Air Turbine)

La R.A.T., alimenta el sistema 2 en emergencia, y está colocada en la parte delantera izquierda del fuselaje. Se extiende cada vez que la presión hidráulica del sistema 2 es inferior a 103 bar. Una válvula de control de presión permite a la R.A.T. una rápida aceleración inicial, previene su bloqueo durante condiciones de vuelo anormales y limita la presión del sistema de emergencia a 206 bar (3000 psi). Por ser una bomba de desplazamiento fijo, la presión hidráulica se reducirá en caso de que el caudal requerido por el sistema sea superior a 3,5 lts/min.

Desde el momento en que se detecta la caída de presión en el Sistema 2 y hasta que la RAT caiga, se acelere y entregue toda la potencia, la línea de la Válvula de Control del RAMAIR cuenta con la asistencia de un acumulador de presión que proveerá energía hidraúlica durante dicha transición.

La velocidad mínima de vuelo para operación de la RAT es de 85 KCAS. A esta velocidad, la potencia de la R.A.T. es del 50% de la potencia máxima, que es alcanzada a partir de los 100 KCAS.

La bomba accionada por la R.A.T. suministra la suficiente presión hidráulica como para operar los comandos primarios de vuelo y los flaps.

En este avión, el RAMAIR no presenta limitaciones de velocidad máxima de operación.

SISTEMA HIDRAULICO

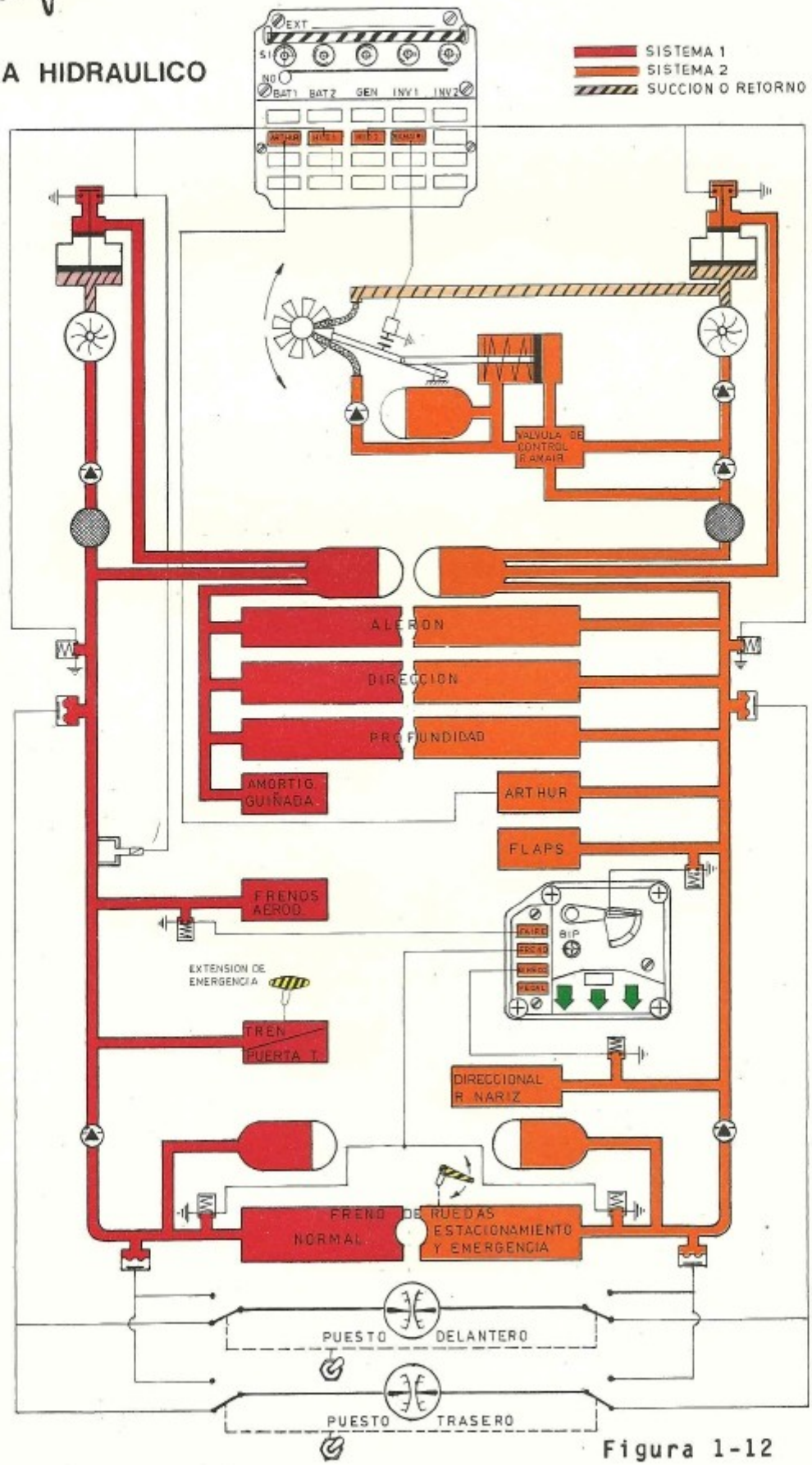


Figura 1-12

CONTROLES SISTEMA HIDRAULICO

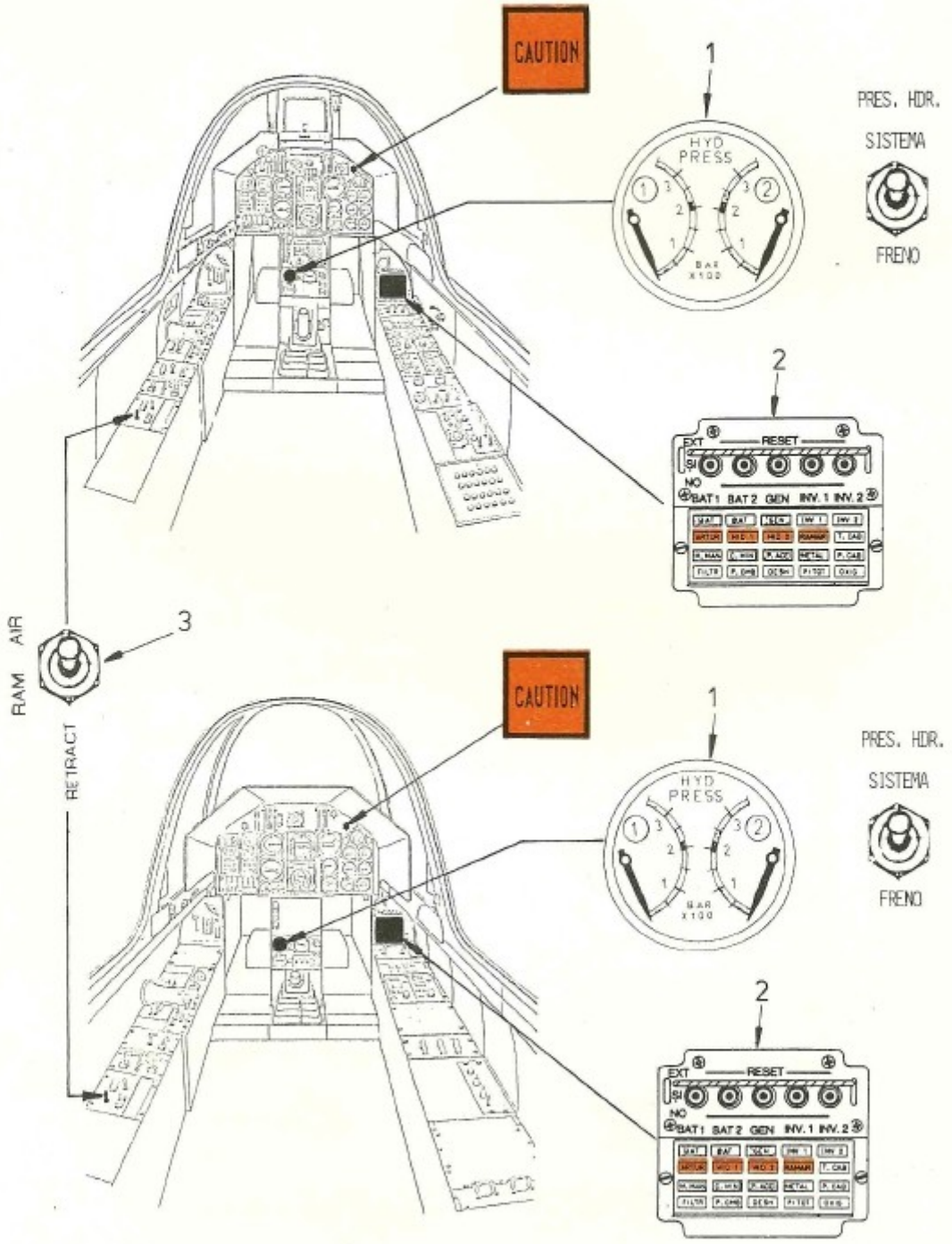


Figura 1-13

ITEM Nº	NOMENCLATURA	Cabina Del.	Cabina Tras.	FUNCION
1	Indicador de presión Hidraúlica	X	X	Cuando la llave selectora de dos posiciones, está colocada en "Línea", las escalas analógicas izquierda y derecha indican las presiones hidraúlicas en los circuitos 1 y 2 respectivamente. Selectando la llave en posición "Acum." la lectura corresponderá a las presiones de Freno Normal, en la escala izquierda y Freno de Emergencia/Estacionamiento en la escala derecha. Dichos valores son tomados a la entrada de los respectivos acumuladores.
2	Panel de Alarmas	X	X	Para el control del Sistema Hidraúlico consta de: 1) Una luz ámbar "ARTHUR" indica que el Simulador de Esfuerzos de Comandos ha pasado a operar en modo LOW. 2) Una luz ámbar HID 1,o HID 2 se enciende toda vez que la presión en el circuito es inferior a 103 bar o cuando el nivel de líquido hidraúlico en el correspondiente depósito es inferior a 1 lt. 3) Una luz RAMAIR. Se enciende cuando la turbina eólica RAT está desplegada. Si luego de algunos segundos, la luz HID 2 se apaga ésto indicará que la R.A.T. está operando satisfactoriamente, entregando una presión superior a 103 bares.

ITEM Nº	NOMENCLATURA	Cabina		FUNCION
		Del.	Tras.	
3	Llave retracción de la R.A.T.	X	X	Tiene dos posiciones y está cargada a resorte. Si la R.A.T. estuviera desplega; al accionar esta llave; el RAMAIR se retraerá a su posición inicial, escamoteada dentro de fuselaje, siempre y cuando la bomba mecánica del sistema hidraúlico 2 esté funcionando y entregue más de 6 lts/min y 138 bares.

SISTEMA DEL TREN DE ATERRIZAJE

El avión IA.63, posee un tren de aterrizaje triciclo, retráctil. El tren de nariz y el principal son del tipo brazo oscilante, rueda hacia atrás. En la posición extendida, cada pata es estabilizada por un brazo telescópico que traba mecánicamente.
El tren principal está equipado con ruedas simples y sistema de frenos incorporado, los neumáticos son de baja presión. El tren de nariz, también está equipado con un neumático simple de baja presión con doble deflector de agua.

La retracción del tren de aterrizaje se efectúa hacia adelante. Esta función, al igual que la extensión es efectuada por medio de actuadores hidráulicos.
En posición ARRIBA, el tren es trabado por medio de trabas hidromecánicas.
Cada alojamiento de tren tiene tres puertas, dos de ellas (delanteras) son accionadas hidráulicamente, la puerta trasera está unida mecánicamente a su respectiva pata.

Las dos puertas delanteras de cada tren principal, se traban en la posición cerrada, por medio de trabas hidromecánicas.Las dos puertas delanteras del tren de nariz son operadas hidráulicamente y se traban en posición cerrada por medio de un mecanismo de auto trabado, operado por un actuador hidráulico.

El procedimiento normal de retracción y extensión y su secuencia es lograda por medio de unidades electro-hidráulicas. Durante la extensión normal (Fig.1-14), la secuencia es la siguiente:

1) Tren arriba y trabado - Palanca de tren: destello rojo y alarma audible sonando (con Vi inferior a 140 kts. y comando de empuje en REDUCIDO).

2) Palanca de tren ABAJO - Destrabado y apertura de las puertas delanteras por medio de actuadores hidraúlicos.

3) Destrabado y extensión de las patas del tren, por medio de actuadores hidraúlicos.

4) Trabado de las tres patas de tren en posición ABAJO.

5) Cerrado de las puertas delanteras permaneciendo las traseras abiertas, solidarias a la pata del tren.

En la operación de retracción (Fig.1-15), la secuencia es la misma, a diferencia que el tren traba arriba y todas las puertas quedan cerradas. (Se prende momentáneamente luz de "FRENO" en el panel de configuración)

SECUENCIA DE EXTENSION DE TREN

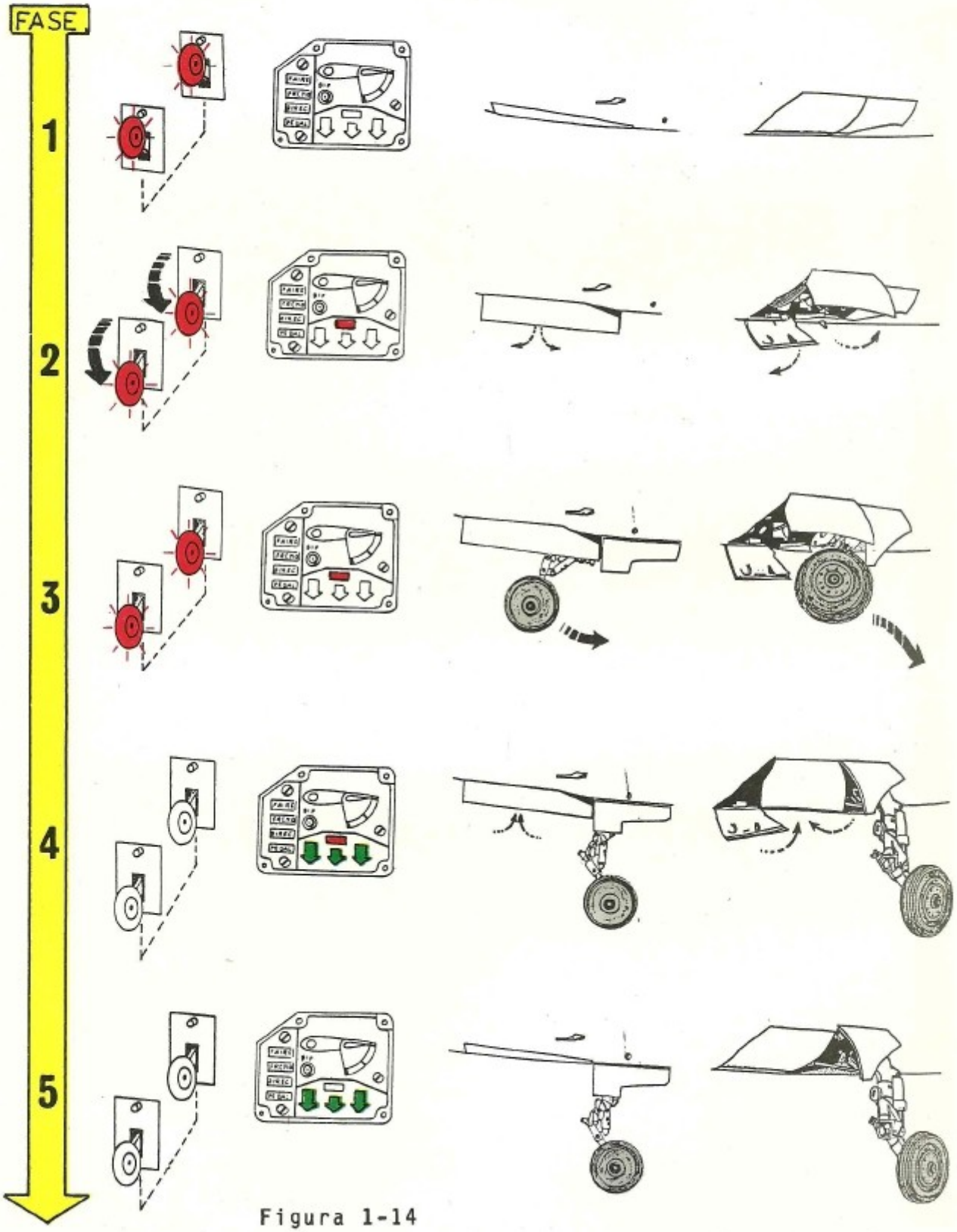


Figura 1-14

SECUENCIA DE RETRACCION DE TREN

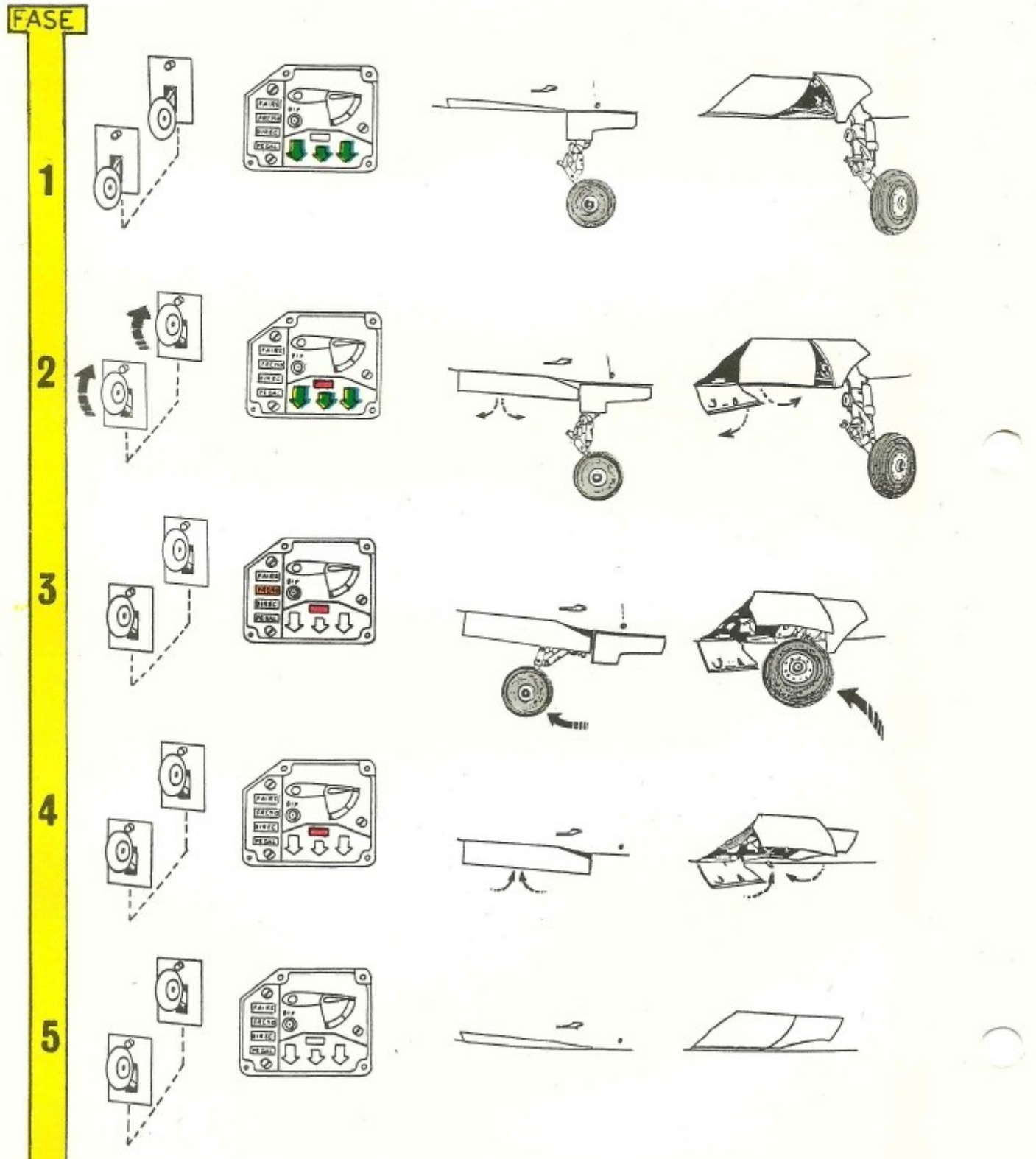


Figura 1-15

En caso de falla del sistema hidráulico, el tren de aterrizaje se baja por gravedad con ayuda de la presión del aire de impacto. En ese caso, el destrabado de las puertas y de las trabas de tren arriba, es efectuado por el piloto a través de un sistema mecánico.

Tren de aterrizaje principal

En la posición extendida, el tren queda estabilizado en la dirección del vuelo, por un brazo telescópico que traba mecánicamente, fijado al fuselaje en su extremo delantero y a la pata del tren en su extremo posterior. Las cargas del brazo oscilante sobre el que se encuentra montada la rueda, se transmiten a la pata por medio de un amortiguador óleo-neumático independiente que articula sobre el brazo de arrastre a través de un cardan.

Cada tren principal es accionado por un cilindro hidráulico. El tren es trabado arriba, a través de una unidad de traba mecánica. Esta traba es accionada por medio hidráulico y en caso de emergencia, en forma mecánica.

La carrera vertical total, medida en el eje de la rueda es de 301,7 mm.

Cada unidad está equipada con:

- Una masa de 10 pulgadas para neumático sin cámara
- Neumático tipo baja presión:6.50-10, tipo III, 10 telas
- Un freno con dos discos y caños hidráulicos
- Sensor de velocidad anti-bloqueo y cableado
- Una microllave en el amortiguador y cableado
- Un mecanismo de rodillo regulable para el trabado en la posición ARRIBA
- Dos tomas para remolque (hacia adelante y hacia atrás)
- Un dispositivo para levantar con gatos, fijado al eje de la rueda
- Un soporte para montar un detector para aterrizajes bruscos
- Un perno de unión para la puerta fija
- Un faro de aterrizaje y cableado
- Un conector eléctrico

Tren de aterrizaje de nariz

El tren está montado sobre un pivote en la cuaderna de la cabina delantera. En posición ABAJO, la unidad está desplazada 100 mm. hacia la derecha del eje longitudinal del avión.

El tren se retrae hacia adelante a través de un actuador hidráulico, que se traba en forma mecánica para sostener la pata en posición ARRIBA. El tren se traba arriba a través de una unidad de traba mecánica, la cual es normalmente soltada por presión hidráulica y en caso de emergencia, en forma mecánica.

Un sistema direccional posibilita la orientación de la rueda de nariz, con una capacidad de giro de 44º hacia cada lado. Consta de un actuador con servo válvula que transfiere su fuerza a través de un mecanismo de tijera. Cuando se lo desconecta, el tren de nariz puede girar 360º para remolque o maniobras en tierra. El actuador direccional tiene incorporado un resorte de centraje, que reposiciona la rueda de nariz cuando el amortiguador se extiende totalmente, después del despegue y antes del aterrizaje.

Las cargas de la rueda se transmiten a la pata a través de un amortiguador óleo-neumático. La carrera vertical total del eje de la rueda es de 300 mm.

El tren de nariz está equipado con:

- Una masa de 4 pulgadas para neumático sin cámara.
- Neumático de baja presión de 380 x 150-4, con dobles deflectores de agua.
- Una microllave en el amortiguador y cableado.
- Un mecanismo de rodillo regulable, para el trabado en la posición ARRIBA.
- Un dispositivo de remolque.
- Un dispositivo para levantar con gato fijado al eje de la rueda.
- Sistema Direccional de la rueda de nariz.
- Amortiguador anti-shimmy.
- Un perno de unión de la puerta fija.
- Un luz de rodaje y cableado.
- Un conector eléctrico.

Palanca de tren

Las palancas de tren en ambas cabinas, (tienen forma de nudo) están mecánicamente interconectadas entre sí y están ubicadas en el panel inferior izquierdo.

Una luz de alarma roja, integrada a la palanca actuadora de tren, se enciende en forma intermitente cada vez que se cumplen los siguientes parámetros:

a) Comando de empuje en REDUCIDO (microllave).

b) Velocidad Calibrada inferior a 140 nudos (cápsula de alarma de tren del Sistema Anemométrico, Figura 1-21).

c) Todas o alguna pata de tren no está abajo y trabada (microllaves).

Una señal acústica está combinada con la luz roja del interior de la palanca de tren.

SISTEMA DIRECCIONAL DE LA RUEDA DE NARIZ

El sistema direccional de la rueda de nariz permite maniobras en tierra por debajo de los 60 nudos y tiene incorporado un sistema anti-shimmy.

El sistema es accionado por los pedales del timón de dirección a través de un sistema electro-hidráulico. Con deflexión máxima de los pedales, la rueda delantera se desplaza 44 grados hacia ambos lados, originando un radio de viraje de 17 metros.

La rueda delantera es movida por un mecanismo que es accionado por un actuador lineal, controlado a su vez por una servo-válvula. La presión hidráulica del sistema 2, suministrada a la servo-válvula, es controlada por una electro-válvula del sistema direccional. Cuando el sistema está desconectado, la amortiguación anti-shimmy es efectuada por una válvula que retiene el líquido hidráulico en el actuador y lo hace pasar por orificios calibrados.

Cuando el peso del avión no está aplicado a la rueda delantera, el sistema direccional es desconectado automáticamente (micro-llave) y la rueda delantera se mantiene en posición central por medio de resortes de centraje, incorporados al actuador.

El sistema direccional de la rueda de nariz es alimentado por presión hidráulica del sistema 2 y por 28 VCC de la BARRA de CABINA, estando protegido por el fusible marcado RUEDA NARIZ, ubicado en el panel de fusibles de la cabina delantera.

SISTEMA DIRECCIONAL RUEDA DE NARIZ

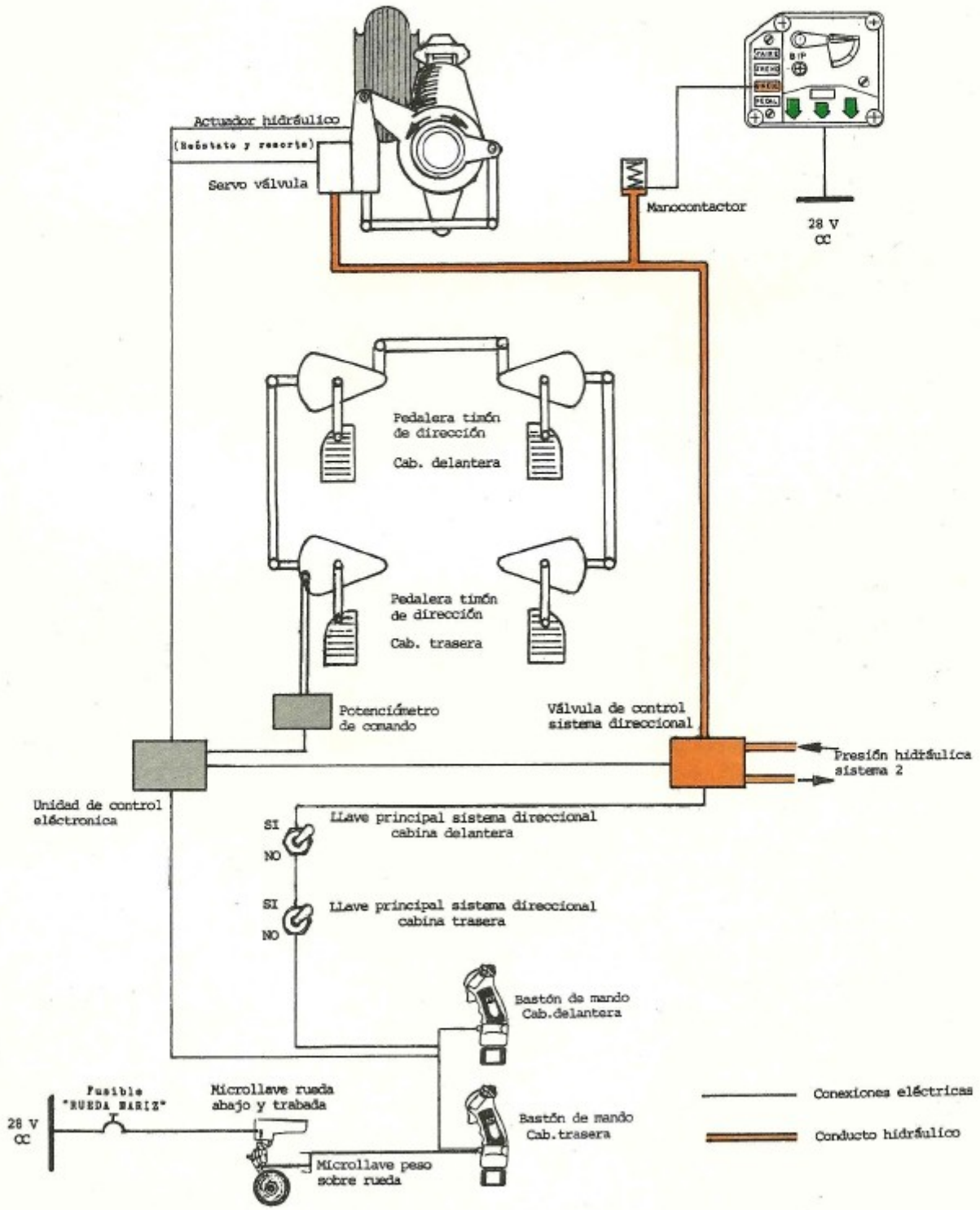


Figura 1-16

Llave de control del sistema direccional

Una llave de dos posiciones marcada RUEDA NARIZ, ubicada en el panel inferior izquierdo de ambas cabinas, se utiliza para proporcionar energía eléctrica al sistema direccional,siempre que las dos llaves estén en posición SI. Se puede cortar la energía para el sistema, desplazando una de las dos llaves hacia la posición NO.

Botón de control del sistema direccional

La empuñadura del bastón de mando en ambas cabinas, tiene un botón para el sistema direccional. Ese botón deberá ser presionado para lograr el accionamiento del sistema. El sistema se conecta únicamente cuando el tren de aterrizaje está abajo y trabado y la rueda delantera apoyada en tierra.

Cuando el sistema direccional sea conectado y la posición de la rueda de nariz no corresponda a la que tienen los pedales, la rueda girará hasta que encuentre la correspondencia entre uno y otro.

Palanca de emergencia de tren

Las palancas de emergencia de tren en ambas cabinas están interconectadas entre sí e instaladas arriba de las palancas de accionamiento normal del tren.

Tirando hasta su tope una de las palancas de emergencia, se conecta la alimentación hidráulica para el tren con la línea de retorno. Las puertas y el tren se destraban mecánicamente, bajando el tren por gravedad, con ayuda de la presión dinámica.

Después de una extensión de emergencia, por medio de la palanca EMERG.TREN el mismo no podrá ser operado hasta que no se haya reposicionado nuevamente el sistema (por el personal de mantenimiento, en tierra).

Dado que las puertas del tren quedan abiertas después de una extensión de emergencia, la indicación del ángulo de ataque ya no es confiable.

Botón de seguridad del tren en tierra

Consiste en un botón rojo, ubicado encima de la palanca de tren y debe ser presionado en caso de emergencia para anular la función del mecanismo de trabado de la palanca de tren, posibilitando de esa manera la retracción del tren en tierra para mantenimiento ó en el despegue por mal funcionamiento de la microllave.

Indicación de posición de tren y de las puertas

La posición del tren y de las puertas del mismo es indicado por medio de tres luces verdes y una luz roja en el panel de configuración, ubicado en el panel central de instrumentos. La luz roja se enciende cuando las puertas delanteras del tren no están cerradas y trabadas, (ver Figura 1-14).

Alarma audible del tren

La señal audible de alarma se escuchará cada vez que se encienda la luz roja de alarma en la palanca de tren. Presionando la luz maestra de ALARMA (roja) se corta la señal acústica.

Botón BIP

El Botón BIP, ubicado en el panel de configuración, inicia la transmisión de una señal modulada de VHF, en la frecuencia seleccionada, cuando el tren está abajo y trabado.

SISTEMA DE FRENOS

Ambas ruedas del tren de aterrizaje principal están equipadas con frenos hidráulicos a disco, accionados por los pedales o por la palanca de freno de emergencia/estacionamiento.

El sistema de freno normal es alimentado por el sistema hidráulico 1 y el sistema de freno de emergencia y estacionamiento, por el sistema hidráulico 2, los sistemas son independientes entre sí. Cada sistema tiene un acumulador, cargado con nitrógeno a 68 bar.La presión de ambos acumuladores es indicada por los manómetros (uno por cada acumulador),ubicados en el compartimiento de la RAT.

Un sistema anti-bloqueo está incorporado al sistema de freno normal, para evitar que se bloqueen las ruedas principales durante el frenado en el aterrizaje. El frenado de emergencia permite únicamente la aplicación no diferencial de los frenos.

Sistema de freno normal

El sistema de freno normal consiste en dos circuitos independientes de control con baja presión,uno en cada cabina. Un circuito de control consiste en dos transmisores, accionados por los pedales del timón de dirección y un depósito de líquido para frenos. Durante la operación normal del freno, el circuito

de control activa la válvula de control de presión, la que a su vez, regula la presión del sistema hidráulico 1 que se aplica a los frenos de rueda en función de la fuerza aplicada sobre los pedales. El acumulador de freno normal que pertenece a este sistema, actúa como amortiguador durante la operación del freno. El acumulador es llenado por el sistema hidráulico 1.

En vuelo, el acumulador queda aislado de la válvula de control de presión, por medio de una válvula de aislación, eléctricamente accionada y controlada por la micro-llave "peso sobre rueda" en la pata de la rueda de nariz.

El acumulador de freno normal proporciona aproximadamente 9 frenadas con aplicación completa de los frenos, en caso de falla del sistema hidráulico 1.

Sistema de freno de emergencia

El sistema de freno de emergencia consiste en una válvula de control, operada mecánicamente por la palanca de freno de emergencia/estacionamiento y de un acumulador de freno de emergencia.

Durante la operación del freno de emergencia/estacionamiento la válvula de control de emergencia regula la presión hidráulica, procedente del sistema hidráulico 2 y la envía directamente a los frenos de las ruedas.

El acumulador del freno de emergencia proporciona aproximadamente nueve frenadas con aplicación completa de los frenos, en caso de falla del sistema hidráulico 2.El frenado normal no será posible cuando se haya activado el freno de emergencia/estacionamiento. No hay protección anti-bloqueo y frenado diferencial de las ruedas durante la operación del freno de emergencia. El sistema de freno de emergencia se utiliza para el frenado automático de las ruedas durante la retracción del tren.

La indicación de presión del acumulador de freno normal y del de emergencia puede ser leída en el indicador de presión en la cabina, colocando la llave selectora hidráulica en posición ACUM, (ver Figura 1-13). La aguja izquierda del indicador muestra la presión del acumulador del freno normal y la aguja derecha la del acumulador del freno de emergencia.

Palanca del freno de estacionamiento/emergencia

Se encuentra ubicada en el panel inferior derecho de ambas cabinas. Las palancas se identifican por rayas negras y amarillas.

La palanca del puesto delantero, marcada FRENO ESTAC. y EMERG. se utiliza para accionar el freno de estacionamiento y el de emergencia. La palanca del puesto trasero,marcada FRENO EMERG. opera únicamente el freno de emergencia.

Las dos palancas están conectadas mecánicamente con la válvula de control, por medio de un cable tipo "TELEFLEX".

Frenado de emergencia

Para el frenado de emergencia, la palanca en una de las cabinas, debe ser girada en sentido de las agujas del reloj. La presión hidráulica suministrada para los frenos, es proporcional a la rotación de la palanca.

Se dispone de una presión de 140 bar cuando la palanca está girada a 80 grados aproximadamente.

SISTEMA ANTI-BLOQUEO

El sistema de frenos del avión está equipado con un sistema de anti-bloqueo, controlado eléctricamente, y que impide el deslizamiento/patinaje de las ruedas del tren durante la operación de frenado.

El sistema consiste en una unidad de control anti-bloqueo con un circuito protector de toque incorporado (microllave de tren de nariz ABAJO y TRABADO), un sensor de velocidad en cada rueda de tren principal, una servo-válvula por cada freno de rueda y una llave eléctrica de control en cada puesto. El sistema anti-bloqueo funciona automáticamente cuando se aplican los frenos normales, siempre que el sistema esté conectado.

Cuando las ruedas del tren principal están girando, los sensores de velocidad envían una señal eléctrica proporcional a la velocidad de rotación hacia la unidad de control. Cuando se detecta el comienzo del bloqueo, en una de las ruedas por medio del sensor de velocidad, la respectiva válvula anti-bloqueo, reduce la presión en el frenado. Esto permite que la rueda se acelere nuevamente,permitiendo que el freno pueda ser aplicado de nuevo. Esta secuencia se repite muy rápidamente, permitiendo un frenado óptimo aún en condiciones extremas de pista.

Si una rueda quedara completamente bloqueada por causa de hidroplaneo o hielo en la pista, la presión de frenado se interrumpe por un lapso que dependerá de la velocidad que la rueda haya tenido antes de que quedara bloqueada.

SISTEMA DE FRENOS/ANTI-BLOQUEO

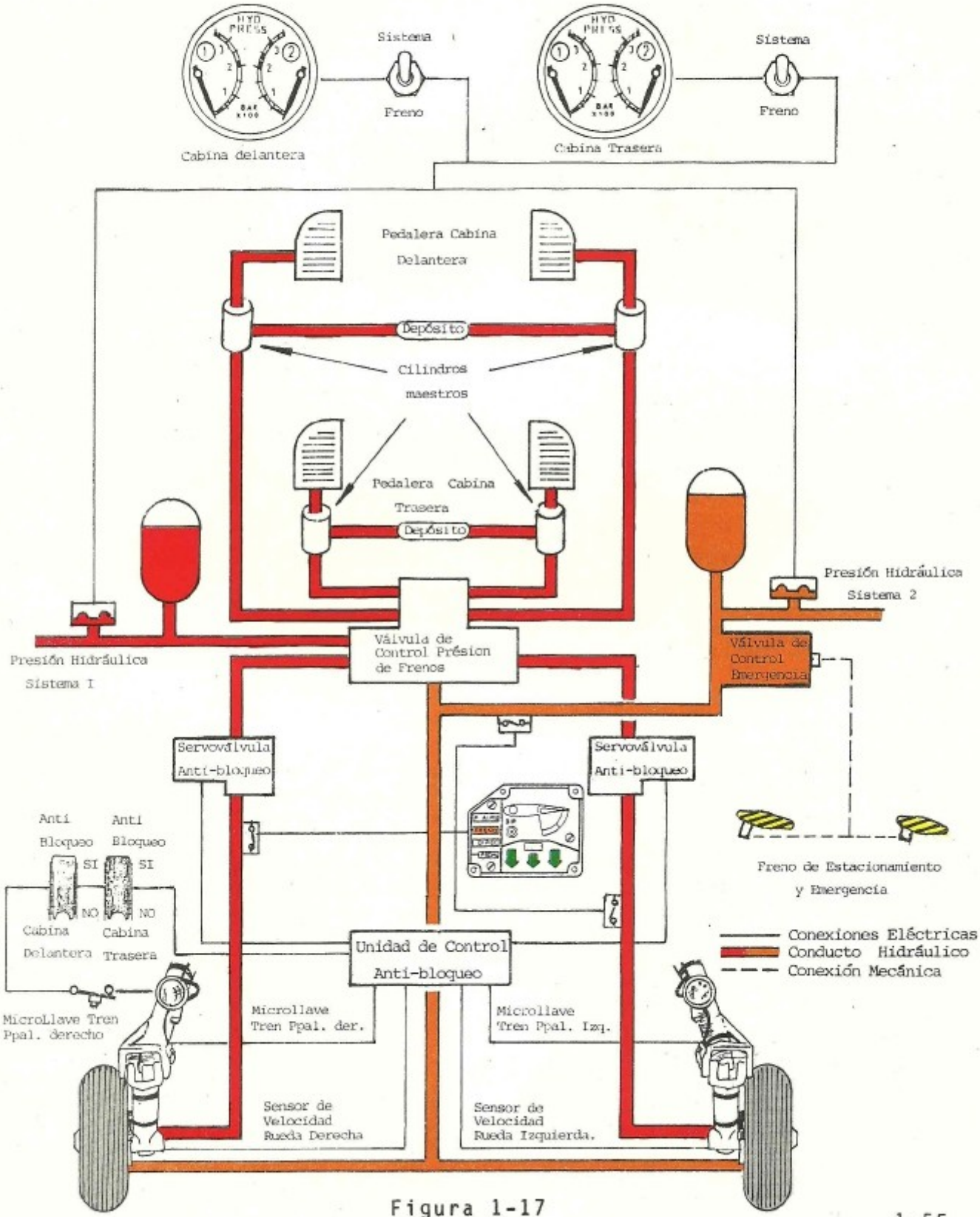


Figura 1-17

Un circuito protector de toque impide la aplicación de freno a menos que el avión esté en tierra y que las ruedas hayan alcanzado la velocidad de rotación.

El circuito protector de toque en la unidad de control anti-bloqueo recibe señales de ambos sensores de velocidad y una señal "peso sobre ruedas" desde las microllaves izquierda y derecha del tren de aterrizaje.

El sistema anti-bloqueo es alimentado por 28 VCC de la BARRA NO ESENCIAL de CC.

Llave de control anti-bloqueo

La llave de control anti-bloqueo marcada ANTI-BLOQUEO, está ubicada en el panel inferior izquierdo en ambas cabinas. Es una llave de dos posiciones marcada SI y NO. La llave está cubierta por un capuchón en la posición SI. Para mover la llave a posición NO, primero hay que levantar el capuchón. Cuando la llave está en posición NO, no hay protección anti-bloqueo y la presión de frenado aplicada, está directamente en función de la presión sobre los pedales de freno.

Freno de estacionamiento

Para aplicar el freno de estacionamiento, presionar el botón de trabado, tirar de la palanca hacia atrás y rotar en sentido horario hasta que haga tope.

SISTEMA DE FLAPS

El sistema de flaps es controlado eléctricamente y es operado hidráulicamente, consiste en dos flaps de ranura simple tipo "FOWLER" y que ocupan un 60% del borde de fuga de cada semiala.

La deflexión máxima es de 35º, son accionados por un actuador hidráulico común que opera los flaps simultáneamente por medio de bielas y guiñoles. Los flaps son alimentados por el sistema hidráulico 2.

Los flaps están mecánicamente conectados con el transmisor reductor no lineal del comando de profundidad. Una vez que los flaps están abajo, permanecerán en esa posición en caso de falla del sistema hidráulico 2.

El sistema de control de flaps es alimentado por 28 VCC desde la BARRA de CABINA y es protegido por el fusible marcado FLAPS, ubicado en el panel de fusibles de la cabina delantera.

Palanca de flaps

La palanca de flaps está ubicada en el costado izquierdo del comando de empuje de ambas cabinas (están interconectadas mecánicamente).La palanca de flaps actúa sobre un contactor eléctrico que a su vez, comanda el actuador de los flaps.

La palanca de flaps tiene tres posiciones, ARRIBA, MEDIO (despegue) y ABAJO. Si la palanca de flaps se mueve desde posición ARRIBA hacia posición MEDIO (despegue), el actuador extiende los mismos hasta los 20Ω. En la posición ABAJO el flaps es extendido hasta los 35Ω.

Si la palanca de flaps es movida desde posición ABAJO hacia posición ARRIBA, se enganchará en su recorrido en la posición medio. Para llevarla hacia posición ARRIBA, hay que levantarla y moverla hacia esa posición.

Indicador de posición de flaps

El indicador de posición es parte del panel de configuración ubicado en la parte izquierda del panel de instrumento de ambas cabinas.

Hay tres marcas junto al símbolo de flaps en movimiento, las marcas representan las posiciones ARRIBA (marca superior), MEDIO (despegue) y ABAJO (marca inferior).

Una luz ámbar dentro del panel de configuración se enciende cuando los flaps no están totalmente arriba.

SISTEMA DE FRENOS AERODINAMICOS

Los frenos aerodinámicos están ubicados en la parte superior trasera del fuselaje, delante del empenaje horizontal y pueden ser utilizados con cualquier velocidad de vuelo. Los frenos aerodinámicos son controlados eléctricamente y accionados en forma hidráulica por medio de dos actuadores, alimentados por el sistema hidráulico 1.

Los frenos aerodinámicos pueden adoptar cualquier posición intermedia entre completamente abiertos y completamente cerrados El ángulo de deflexión máximo es de 50Ω con relación al fuselaje. En caso de falla del sistema hidráulico 1, los frenos serán retraídos parcialmente por la presión del aire de impacto.

El sistema de control de los frenos aerodinámicos es alimentado por 28 VCC desde la BARRA ESENCIAL.

Llave de control del freno aerodinámico

Una llave deslizable de tres posiciones cargada a resorte en la posición central, accionada por el pulgar, y ubicada encima del comando de empuje, en ambas cabinas.

Posición hacia adelante : Retrae los frenos aerodinámicos

Posición central : Detiene el movimiento de los frenos

Posición hacia atrás : Extiende los frenos aerodinámicos

La llave de accionamiento de la cabina trasera siempre tiene prioridad sobre la del puesto delantero. Esto puede comprobarse haciendo que el copiloto mantenga el botón presionado hacia adelante; en éstas circunstancias el piloto nunca podrá extender los aerofrenos.

Luz de freno aerodinámico

Una luz ámbar marcada F.AIRE está ubicada en el panel de configuración de ambas cabinas. La luz se encenderá cuando los frenos aerodinámicos salgan de la posición retraída.

SISTEMA DE COMANDOS DE VUELO

Todos los comandos de vuelo -empenaje horizontal, alerones y timón de dirección-, son operados hidráulicamente por servo-actuadores dispuestos en tandem y alimentados por los sistemas hidráulicos 1 y 2. En caso de falla de uno de los sistemas, los comandos seguirán funcionando con el otro. Una válvula de derivación (by-pass) conecta las cajas de los dos servo-actuadores entre sí, para evitar que se bloquee el pistón del servo actuador.

Sistema de sensación artificial: (caja de resortes) proporciona esfuerzos artificiales sobre el bastón de mando y sobre los pedales del timón de dirección. Además de la caja de resortes, el comando de profundidad tiene un mecanismo diferencial hidráulico (simulador de esfuerzos de comando, CFV) y un reductor no lineal (desplazamientos), que también están conectados con los flaps.

Los actuadores de los compensadores, operados eléctricamente están conectados con la caja de resortes para todo propósito de compensación (TRIM). Hay un circuito de compensación de emergencia únicamente para el control de cabeceo. (Ver Figura 1-20).

COMANDOS DE VUELO

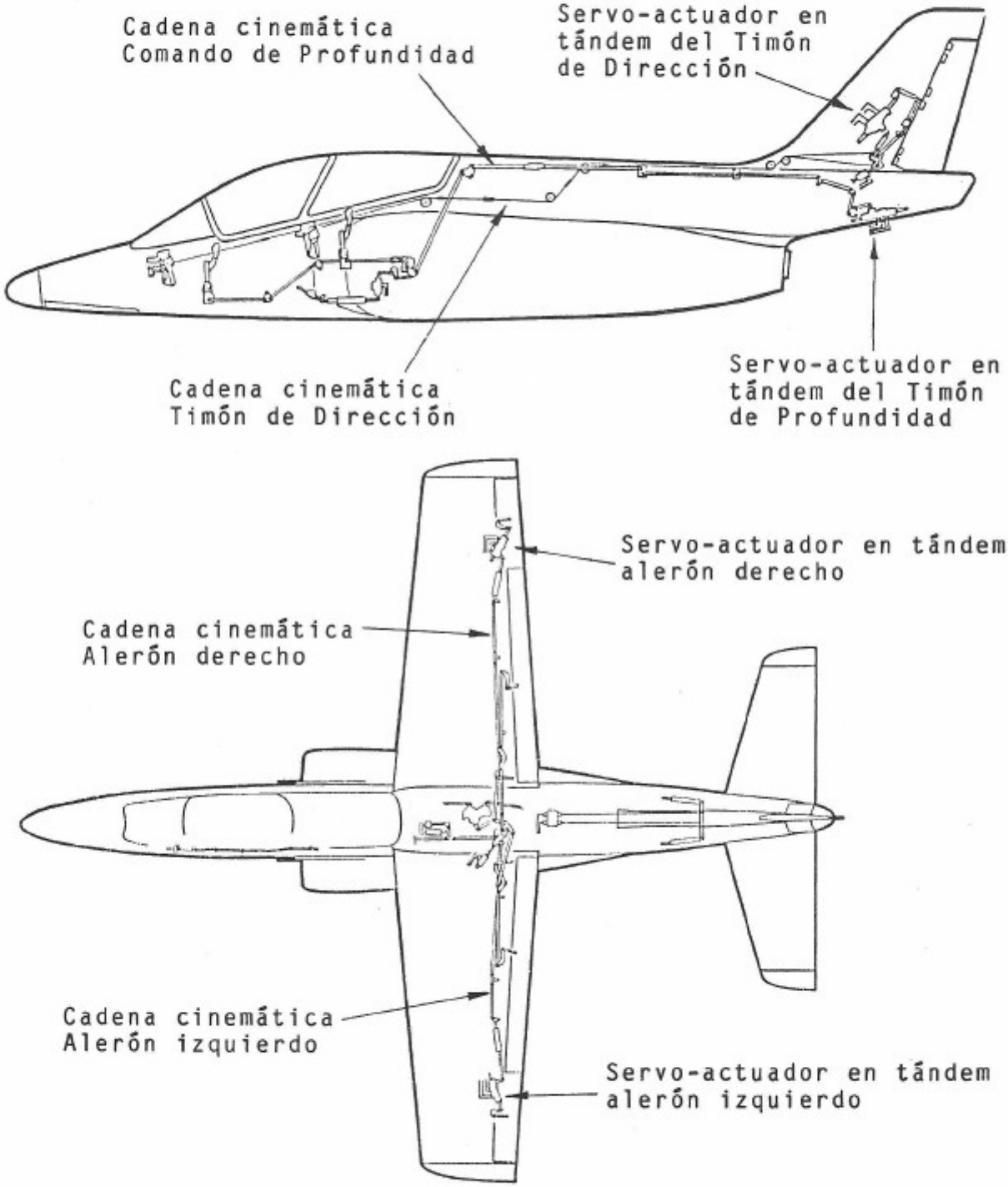


Figura 1-18

BASTON DE MANDO

Los bastones de mando de ambas cabinas están interconectados mecánicamente por medio de bielas.

Las empuñaduras de los bastones están montadas en la parte superior de una columna que permite el control de rolido, mientras que toda la columna controla el cabeceo del avión. La empuñadura del bastón de mando en el puesto delantero actúa sobre los siguientes comandos:

- Botón de Disparo de Bombas
- Llave de compensación, alerones y profundidad
- Pulsador del VHF
- Botón del Sistema Direccional de la rueda de nariz
- Filmadora/disparo (Cañón y Cohetes)

La empuñadura del bastón de mando en el puesto trasero posee los siguientes comandos:

- Llave de compensación
- Pulsador del VHF
- Botón del Sistema Direccional/Prioridad compensación

COMANDO DE PROFUNDIDAD

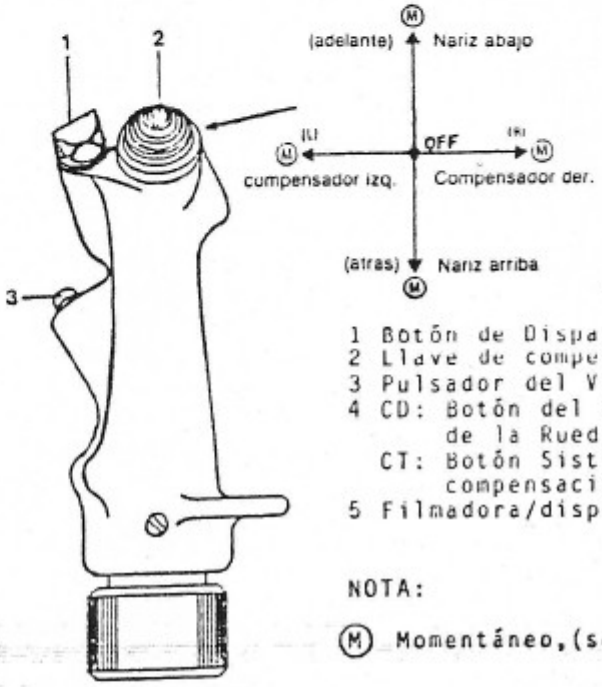
El control de cabeceo del avión es logrado moviendo hacia adelante o hacia atrás el bastón de mando. Este movimiento es transmitido, a través de bielas y guiñoles, a un servo-actuador en tándem, cuya servo-válvula de control regula el flujo de líquido hidráulico hacia el actuador, produciendo el movimiento del timón de profundidad.

Caja de resortes

Es un triple "BUNGEE" (esfuerzo en función del recorrido de comando), ubicado entre el CFV y el actuador del compensador.

Cuando el bastón de mando es movido fuera de su posición neutra, los resortes son comprimidos. La fuerza de los resortes aumenta en forma proporcional el recorrido del bastón. Al soltar el bastón de mando, el mismo vuelve a la posición neutra por la fuerza de los resortes.

BASTON DE MANDO



1 Botón de Disparo de Bombas.
2 Llave de compensación
3 Pulsador del VHF
4 CD: Botón del Sistema Direccional de la Rueda delantera.
CT: Botón Sistema Direccional/Prioridad compensación.
5 Filmadora/disparo (Cañón y Cohetes)

NOTA:

(M) Momentáneo,(se debe sostener para contacto)

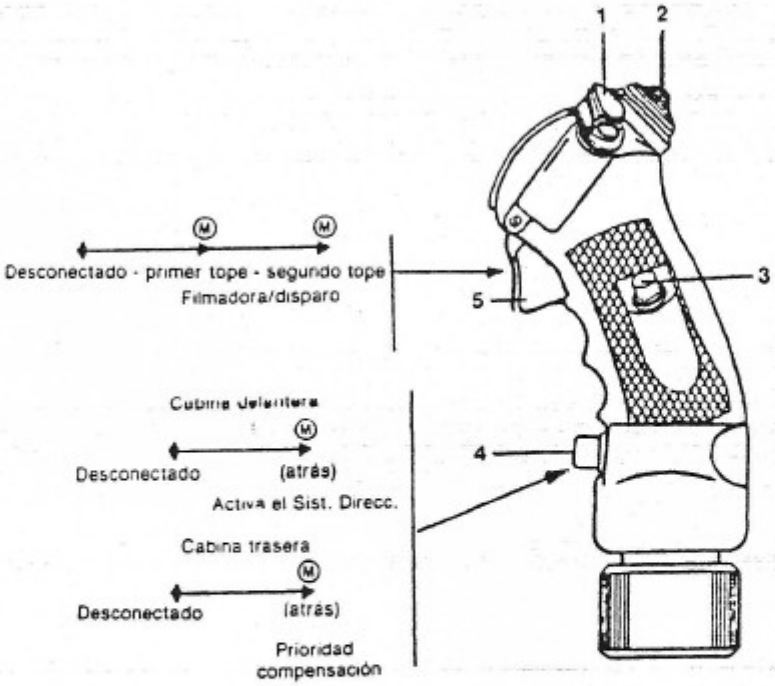


Figura 1-19

CFV (Simulador de esfuerzos de comando)

El CFV es un mecanismo diferencial, operado hidráulicamente, que aumenta o disminuye progresivamente el esfuerzo sobre el bastón de mando, en función de la presión dinámica,debido a la velocidad del avión.

La posición LOW CFV, origina poco esfuerzo sobre el bastón con bajas velocidades (deflexión máxima del timón de profundidad), la posición HIGH CFV origina grandes esfuerzos sobre el bastón con altas velocidades de vuelo.

El CFV permite un efecto de auto-compensación sobre la posición del bastón de mando para cambios en la compensación, producidos por las variaciones en la velocidad de vuelo dentro del rango de 200 a 480 KIAS.(Con factor de carga n = 1).

Los componentes principales del CFV son: un cilindro de potencia, una biela de pistón y las válvulas de control.

El cilindro de potencia es alimentado con la presión del sistema hidráulico 2. La válvula de control utiliza presión total T2 y presión estática obtenida desde el compartimiento del CFV.. En caso de pérdida de presión del sistema hidráulico 2, la biela de pistón pasa automáticamente a posición LOW CFV, independientemente de la velocidad del avión. Pasar de LOW CFV a HIGH CFV ó viceversa, tarda de 6 a 9 segundos aproximadamente.

PELIGRO

SI SE PIERDE LA PRESIÓN TOTAL T2 Y/O SE PRODUCE UNA FALLA EN EL SISTEMA HIDRÁULICO 2, EL COMANDO DE PROFUNDIDAD SE VUELVE MUY SENSIBLE.

Luz de precaución CFV/ARTHUR

La luz de precaución ámbar marcada CFV/ARTHUR, está ubicada en el panel de alarmas de ambas cabinas y se enciende únicamente cuando la biela de pistón está en posición LOW CFV,teniendo el avión una velocidad superior a 330 ± 5 KIAS. La luz maestra de PRECAUCION ámbar ubicada en ambas cabinas, se encenderá junto con la luz de ARTHUR.

SISTEMAS ASOCIADOS AL COMANDO DE PROFUNDIDAD

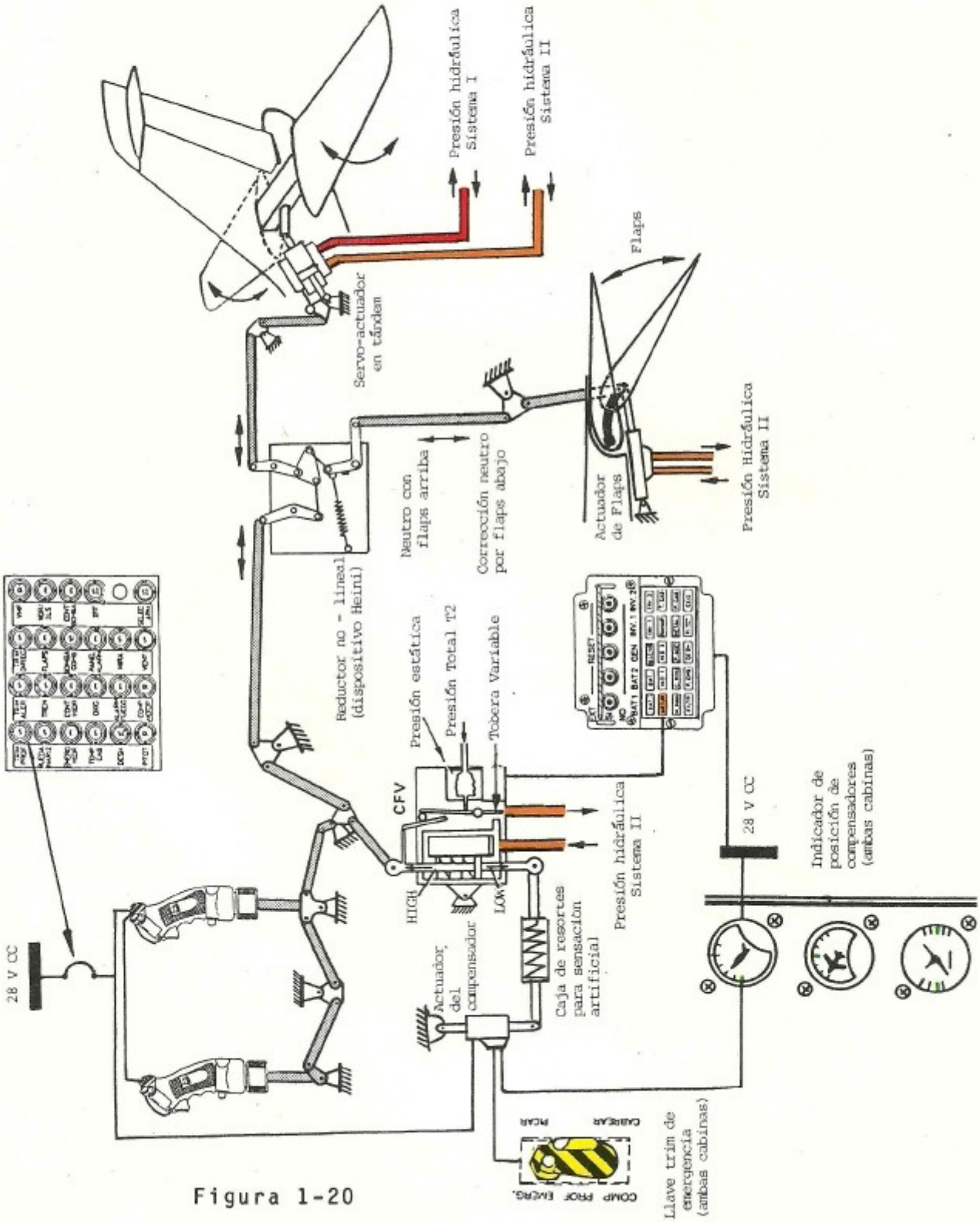


Figura 1-20

Reductor no lineal

El transmisor-reductor no-lineal, hace variar la relación entre el movimiento del bastón y el desplazamiento del timón de profundidad. La relación es baja (menor desplazamiento del timón de profundidad) cuando el bastón se encuentra cerca de la posición neutra y aumenta cuando el bastón es movido hacia la posición extrema hacia atrás ó hacia adelante (mayor desplazamiento del timón de profundidad). El transmisor-reductor no-lineal también está conectado con los flaps para compensar el momento de cabeceo durante la operación de los mismos.

Si se rompe la conexión con el control de flaps, un resorte incorporado al mecanismo permite que el transmisor-reductor no-lineal, vuelva a la posición neutra de los flaps.

Compensación del timón de profundidad

El actuador, operado eléctricamente, está conectado con la caja de resortes y cambia la posición neutra de los resortes de sensación artificial, para anular los esfuerzos proporcionando consecuentemente una nueva posición neutra del timón de profundidad.

El actuador del compensador cambia la posición del borde de ataque del timón de profundidad desde 0,5Ω hasta 7Ω "abajo". **El actuador del compensador es alimentado por 28 VCC de la BARRA DE CABINA** y protegido por el fusible TRIM PROF., ubicado en el panel de fusibles de la cabina delantera.

Compensación de timón de profundidad y alerones

La compensación de timón de profundidad y alerones, es efectuada por una llave de 4 vías, ubicada en la empuñadura del bastón de mando en ambas cabinas.(Ver Figura 1-19).

La llave está cargada a resorte para mantener la posición central(desconectada). Al mover la llave fuera de esa posición, se activa el actuador del compensador del timón de profundidad ó de los alerones. La llave de compensación de la cabina trasera siempre tiene prioridad sobre la de la cabina delantera, si es que está presionado el botón Sistema Direccional/Prioridad de Compensación, ubicado en la empuñadura del bastón de la cabina trasera.

Compensación de emergencia del timón de profundidad

Una llave de compensación de emergencia, marcada COMP.PROF. EMERG., protegida por un aro, está ubicada en la consola izquierda de ambas cabinas. Dicha llave posibilita la compensación del timón de profundidad, en caso de falla de las llaves de compensación en la empuñadura de los bastones de mando.

Para activar la llave deberá girarse el aro de protección (hacia adentro) y el actuador del compensador quedará desconectado de los 28 VCC de la BARRA DE CABINA.

Para ser utilizada como compensador, la llave deberá ser movida hacia adelante (nariz abajo, PICAR) o hacia atrás (nariz arriba, CABREAR). La llave es mantenida en posición central (desconectada) por medio de un resorte.

PRECAUCION

En caso de falla del generador, utilizar mínima compensación de timón de profundidad, alerón y timón de dirección, para ahorrar la energía de la batería.

COMANDO DE ALERONES

El control de rolido del avión es logrado por el desplazamiento del bastón de mando hacia la izquierda o derecha. Este movimiento es transmitido, a través de bielas y guiñoles,a las servo-válvulas de control de los actuadores en tándem. Las servo-válvulas de control, regulan el flujo de líquido hidráulico(izquierda/derecha), produciendo de esta manera el movimiento de los alerones. Al desplazar el bastón hacia la derecha, el alerón derecho se mueve hacia arriba, mientras que el alerón izquierdo se mueve hacia abajo. Cuando el bastón de mando es desplazado hacia la izquierda, el movimiento del alerón es a la inversa.

Caja de resortes

Es un triple "BUNGEE" (esfuerzo en función del recorrido del comando), ubicado entre el actuador del compensador y el sistema de comandos que acciona los servo-actuadores en tándem.

Al desplazar el bastón de mando fuera de su posición neutra, los resortes son comprimidos. La tensión de los resortes aumenta progresivamente, en función del recorrido del bastón de mando. Al soltar el bastón, el mismo volverá a posición neutra.

Biela de anulación

Una biela elástica de anulación con un resorte incorporado, está colocada en el sistema de bielas y guiñoles (izquierda/derecha), delante de las válvulas de control de los servo-actuadores.

En caso que un alerón quede bloqueado, el resorte se flexionará si se aplica la fuerza suficiente, permitiendo de esa manera, la operación del otro alerón.

Compensación de alerones

El actuador del compensador es accionado eléctricamente y está conectado a la caja de resortes. Su función es cambiar la posición neutra de los resortes de sensación artificial para anular los esfuerzos sobre el bastón de mando, proporcionando consecuentemente una nueva posición neutra a los alerones. El actuador del compensador cambia la posición del alerón desde 5,5Ω arriba hasta 6Ω abajo.

El actuador del compensador **es alimentado por 28 VCC de la BARRA DE CABINA** y está protegido por el fusible marcado TRIM ALER., ubicado en el panel de fusibles de la cabina delantera.

PEDALES DEL TIMON DE DIRECCION

Dos juegos de pedales, uno en cada cabina, estan mecánicamente interconectados y se utilizan para control del timón de dirección, también para accionar el respectivo freno de ruedas y el Sistema Direccional de la rueda de nariz. Los pedales del timón de dirección pueden ser regulados hacia adelante y hacia atrás, soltando la palanca de trabado ubicada en la parte exterior de cada pedal. Cuando las palancas de regulación se mueven lateralmente, los resortes exteriores mueven los pedales hacia el tripulante. Manteniendo las palancas separadas lateralmente, y aplicando una ligera presión sobre los pedales con ambos pies, se consigue la regulación deseada de los pedales de acuerdo con la estatura del piloto.

COMANDO DE DIRECCION

El comando de dirección es proporcionado por el timón de dirección, a través de los pedales.

El movimiento de los pedales del timón de dirección es transmitido mecánicamente por un conjunto de poleas y cables hasta la válvula de control del servo-actuador en tándem. La válvula de control regula el flujo del líquido hidráulico hacia el servo actuador en tándem, originando el movimiento del timón de dirección.(Ver Figura 1-18).

Caja de resortes

Es un doble "BUNGEE" (esfuerzo en función del recorrido del comando) ubicado entre el cuadrante del cable y el actuador del compensador. La caja de resorte coloca los pedales del timón en posición neutra, por medio del tensado de sus resortes.

Biela de anulación

Una biela elástica de anulación con un resorte incorporado, está colocada entre el cuadrante del cable y la válvula de control del servo-actuador en tándem.

Ese elemento protege el servo-actuador del timón, contra los esfuerzos inducidos por los pedales, tan pronto como el servo-actuador esté "saturado" por una velocidad superior a los 225 KIAS.

Compensación del timón de dirección

El actuador del compensador, accionado eléctricamente y conectado con la caja de resortes, cambia la posición neutra de los resortes de sensación artificial, estableciendo una nueva posición neutra de los pedales y consecuentemente, la del timón de dirección. El actuador del compensador cambia la posición del timón de dirección hasta 4º hacia cada lado.

El actuador del compensador es alimentado por 28 VCC de la BARRA DE CABINA y esta protegido por el fusible TRIM DIREC.,ubicado en el panel de fusibles de la cabina delantera.

NOTA

La operación del actuador del compensador tiene efectos sobre el Sistema Direccional de la rueda de nariz, siempre que el mismo esté conectado.

Llave de compensación del timón de dirección

La llave de compensación del timón de dirección se encuentra en la consola izquierda de ambas cabinas. La llave está marcada COMPENS.TIMON y se utiliza para el control de la compensación del timón de dirección. La llave tiene dos posiciones, IZQ. y DER., y está cargada a resorte en la posición central (desconectada).

Manteniendo la llave en posición IZQ. ó DER., el actuador del compensador dirige el timón en la dirección seleccionada.

Si las llaves en ambas cabinas fueran movidas simultáneamente en direcciones opuestas en actuador del compensador no se activa.

INDICADOR DE POSICION DE LOS COMPENSADORES

Está ubicado en la parte inferior derecha de la consola central en ambas cabinas y está compuesto por tres juegos de indicadores separados, que muestran las actitudes de cabeceo, guiñada y rolido del avión, mediante un avión en miniatura. (Ver Fig.1-20).

Las escalas de indicación, marcadas en unidades de compensación, representan la posición del actuador del compensador.

Las marcas verdes sobre las escalas de indicación representan una deflexión del timón de dirección y alerón de 0Q y una deflexión del timón de profundidad entre 4,0Q y 4,5Q. Estas marcas verdes se utilizan para posicionar los compensadores para el despegue.

El indicador de posición de los compensadores es alimentado por 28 VCC de la BARRA ESENCIAL de CC.

SISTEMA ANEMOMETRICO (PITOT)

El sistema anemométrico del avión suministra presión total y presión estática a los instrumentos del puesto delantero y del puesto trasero en forma independiente, como así también al simulador de esfuerzos (Arthur/CFV) y a la cápsula de alarma de tren.

El sistema se compone de dos circuitos independientes, alimentados cada uno por un tubo Pitot que se encuentran en el costado derecho e izquierdo respectivamente de la nariz del avión. Hay seis tomas de presión estática que se encuentran en los costados izquierdo y derecho de la nariz del avión.

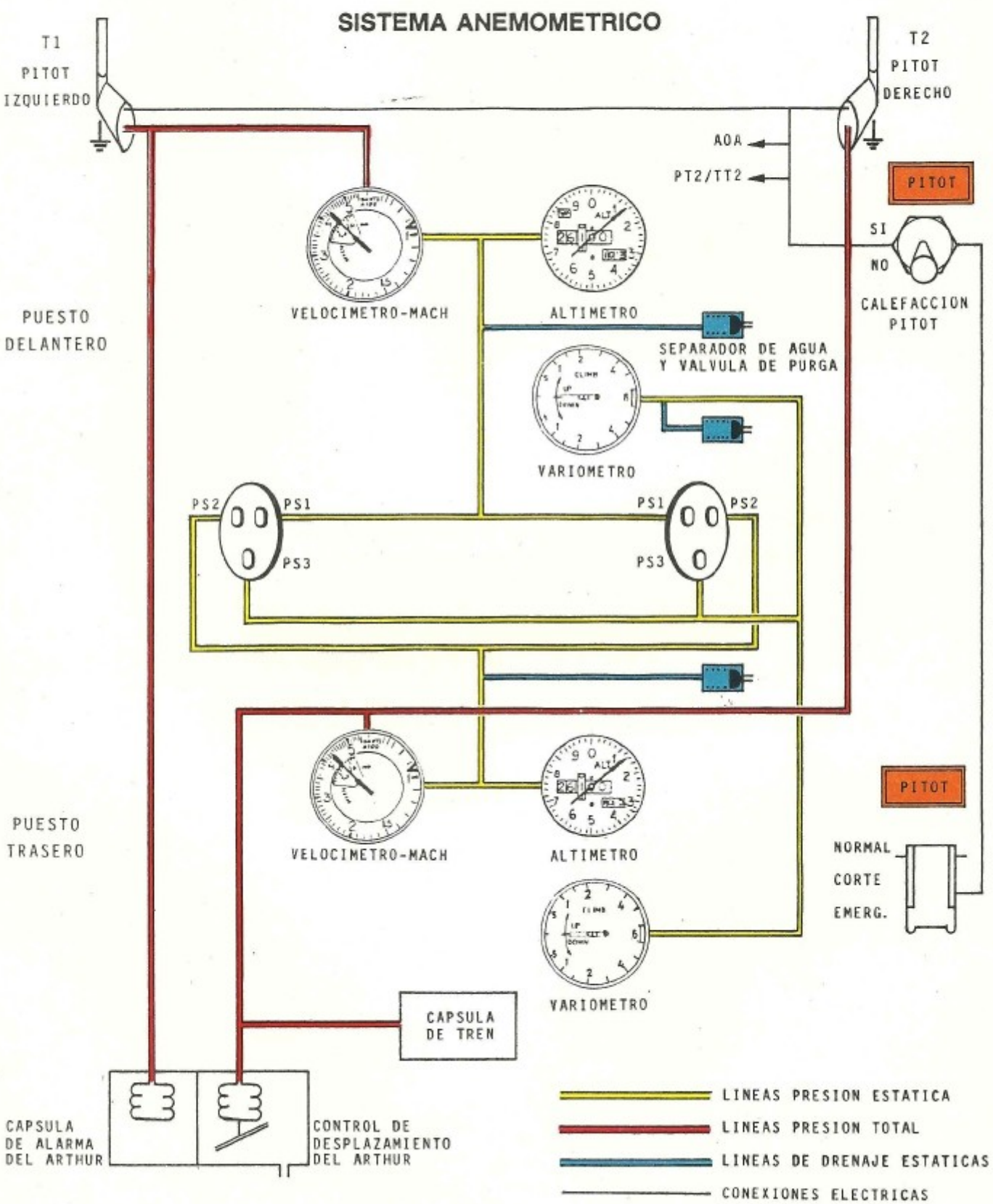

SISTEMA ANEMOMETRICO
T1
PITOT
IZQUIERDO
T2
PITOT
DERECHO
AOA
PT2/TT2
PITOT
SI
NO
CALEFACCION
PITOT
PUESTO
DELANTERO
VELOCIMETRO-MACH
ALTIMETRO
SEPARADOR DE AGUA
Y VALVULA DE PURGA
VARIOMETRO
PS2
PS1
PS3
PS1
PS2
PS3
PUESTO
TRASERO
VELOCIMETRO-MACH
ALTIMETRO
PITOT
NORMAL
CORTE
EMERG.
VARIOMETRO
CAPSULA
DE TREN
CAPSULA
DE ALARMA
DEL ARTHUR
CONTROL DE
DESPLAZAMIENTO
DEL ARTHUR
LINEAS PRESION ESTATICA
LINEAS PRESION TOTAL
LINEAS DE DRENAJE ESTATICAS
CONEXIONES ELECTRICAS

Figura 1-21

Las tomas estáticas designadas como PS1, PS2 y PS3 son agrupadas en número de tres en cada costado del avión y vinculadas con sus homólogas del lado opuesto, (ver Fig. 1-21). Las tomas PS1 y PS2 están en el mismo plano diametral, siendo la PS1 la inferior y la PS2 la superior. La toma PS3 está ubicada en un plano diametral más hacia la cola.

Las diferentes tomas alimentan:

Tubo Pitot Izquierdo (T1):

- Velocímetro-machímetro del puesto delantero
- Cápsula de alarma del Arthur

Tubo Pitot Derecho (T2):

- Velocímetro-machímetro del puesto trasero
- Control de desplazamiento del Arthur
- Cápsula de alarma de tren de aterrizaje

Presión estática PS1:

- Velocímetro- machímetro del puesto delantero
- Altímetro del puesto delantero

Presión estática PS2:

- Velocímetro-machímetro del puesto trasero
- Altímetro del puesto trasero

Presión estática PS3:

- Variómetros del puesto delantero y del puesto trasero

En cada línea de presión estática se ha incorporado un separador de agua para purga del circuito. Los tres separadores están ubicados en la zona inferior derecha del fuselaje. Para la purga basta empujar las válvulas cargadas a resorte.

Calefacción de tubo Pitot

La calefacción de los tubos pitot está constituída por elementos calefactores colocados en ambos tubos, en el sensor de ángulo de ataque y en el sensor PT2/TT2 ubicados en la toma de aire derecha del motor.

Un relay detector de corriente en el circuito de calefacción de los tubos pitot, controla el funcionamiento de los elementos calefactores.

La calefacción al pitot del puesto delantero está alimentada por 28 VCC de la BARRA DE CABINA y protegida por el fusible marcado PITOT en el panel de fusibles del puesto del piloto.

Llave de calefacción de tubo Pitot

La llave de control de calefacción de tubos Pitot, ubicada en el panel de control de aire acondicionado y antihielo de ambas cabinas,(ver Figura 1-38) controla la operación de calefacción de los tubos pitot.
La llave de la cabina delantera, marcada CALEFACCION PITOT, tiene dos posiciones : SI-NO

La llave de calefacción de tubo pitot para la cabina trasera tiene tres posiciones: NORM, CORTE y EMERG. En posición NORM. la llave está asegurada con un capuchón.

Siempre que la llave de la cabina trasera se encuentre en ésta posición, (capuchón abajo), la operación normal de la calefacción a ambos pitots será controlada por la llave de la cabina delantera, para lo cual deberá colocarse en posición SI o NO.

Esta llave (ver Figura 1-21), conmuta además los circuitos de calefacción del Sensor de Angulo de Ataque (115 Volts de la BARRA NO ESENCIAL de Corriente Alterna) y del Sensor PT2/TT2, el cual envía a la Computadora de Combustible una señal neumática y eléctrica para corregir la velocidad del motor, y también está equipado con un elemento calefactor para evitar la formación interna de hielo.

Los circuitos de calefacción del Sensor AOA y del Sensor PT2/TT2 no tienen control de falla.

En caso de falla del generador, la calefacción del pitot (T2) para el puesto trasero (28 VCC BARRA NO ESENCIAL) y la calefacción del Sensor AOA serán desconectados automáticamente.

Si el copiloto aún desea disponer de calefacción pitot para los instrumentos de su cabina, deberá levantar el capuchón y colocar la llave en posición EMERG.; en estas condiciones el circuito de calefacción pitot puesto trasero, será alimentado por 28 Volts de la BARRA ESENCIAL de Corriente Continua.

La posición CORTE anula todo el sistema de calefacción, aún si la llave delantera estuviera en posición SI, permitiendo de esta forma, operar la calefacción de ambos pitots desde el puesto del copiloto, (llave delantera en SI, llave trasera en CORTE, y cuando se desee conectar todo el sistema: llave trasera en NORMAL).

Una luz de precaución ámbar marcada PITOT, está ubicada en los paneles de alarma de ambas cabinas.

Las luces de precaución se encenderán cada vez que la llave de calefacción del tubo pitot en la cabina delantera esté en posición NO ó que se haya sacado el fusible PITOT ó cuando fallen uno ó ambos elementos de calefacción de los tubos pitot.

INSTRUMENTOS

VELOCIMETRO/MACHIMETRO

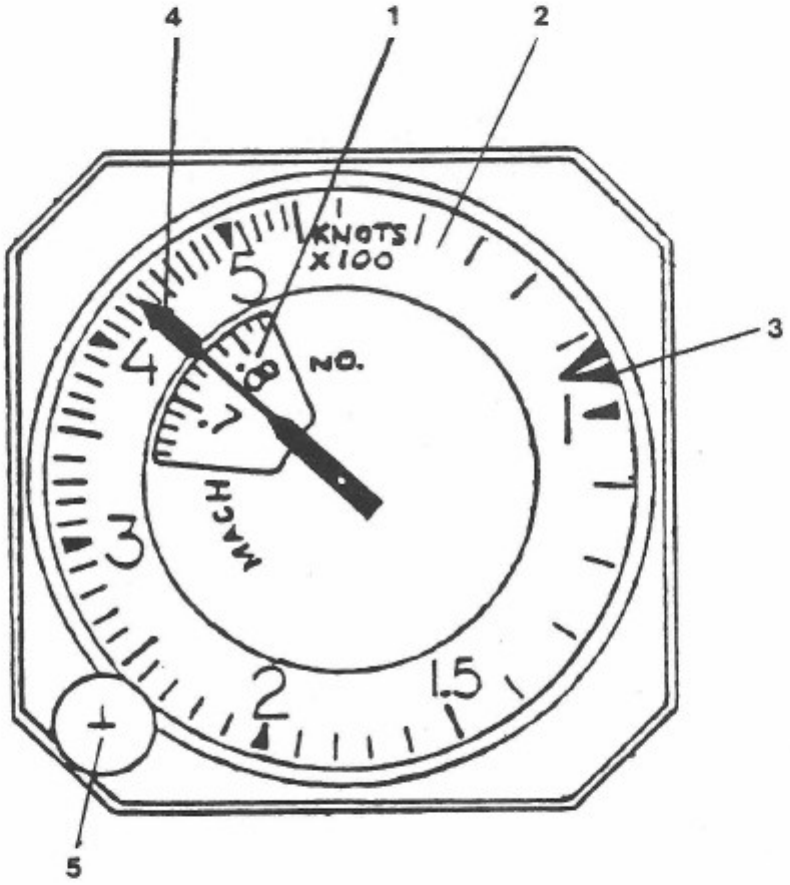
El machímetro/velócimetro está ubicado en el costado izquierdo del panel de instrumentos de ambas cabinas. El instrumento indica la velocidad de vuelo, el número de Mach y la velocidad máxima permitida. El instrumento de la cabina delantera recibe alimentación de presión total T1 y presión estática S1. El instrumento de la cabina trasera recibe presión total T2 y presión estática S2,(ver Figura 1-21).

El instrumento tiene una escala fija y una escala rotativa. La escala fija es para indicación de la velocidad de vuelo, está marcada desde 60 hasta 550 nudos. La escala rotativa es para la indicación del número Mach,está marcada desde 0.3 hasta 1.0 Mach. Ambas escalas estan sincronizadas y su correcta relación es indicada en todas las altitudes, permitiendo que una sola aguja indique ambos valores.

La escala rotativa del instrumento correspondiente al machímetro, está marcada en incrementos de 0.02 Mach con indicación numérica de 0.1 Mach.

Un marcador controlado por una perilla ubicada en la parte inferior izquierda del instrumento,puede ser posicionado en cualquier lugar alrededor del dial. Los factores de la escala han sido seleccionados para asegurar una óptima lectura, especialmente en el rango crítico de las velocidades de aterrizaje. La iluminación integral del instrumento, que utiliza un vidrio con una capa anti-reflexiva, proporciona una lectura uniforme de la presentación.

VELOCIMETRO-MACHIMETRO

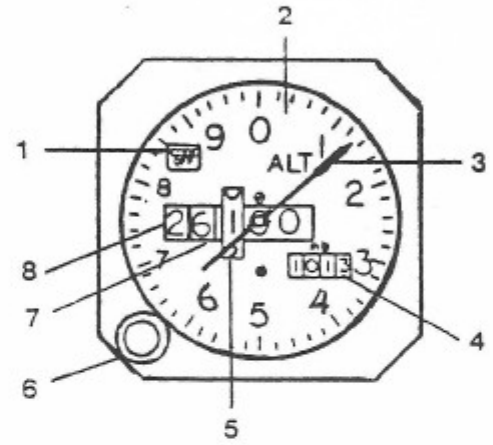


1 Escala rotativa del machímetro
2 Escala fija del velocímetro
3 Marcador de velocidad de vuelo
4 Aguja indicadora de velocidad de vuelo/número de Mach
5 Botón de ajuste del marcador

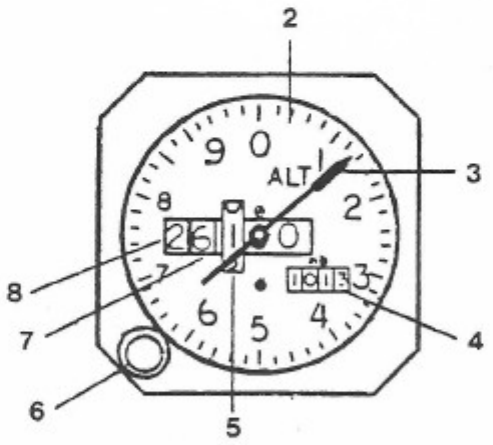
Figura 1-22

ALTIMETRO

Cabina delantera (codificado)



Cabina trasera



1 Banderita de alarma CODE OFF
2 Escala de 100 pies
3 Aguja indicadora de 100 pies
4 Escala de presión barométrica
5 Tambor de 100 pies
6 Botón de ajuste de presión barométrica
7 Contador de 1.000 pies
8 Contador de 10.000 pies

Figura 1-23

Datos técnicos:

- Velocidad indicada	: 60 a 550 nudos
- Número Mach	: 0.3 a 1.0 Mach
- Altitud	: -1000 a +50.000 pies
- Temperatura	: -30ºC a +50ºC
- Aceleración constante	: 20 G por 60 segundos
- Iluminación integral	: 5 VCC, azul/blanca, 3,5 Watts máximo

ALTIMETRO (CODIFICADO)

El altímetro detecta los cambios de presión atmósferica tal como lo haría un barómetro. Una unidad de codificación genera una señal de información de altitud. El instrumento indicador de altitud está ubicado en el costado derecho del panel de instrumentos de ambas cabinas e indica altitudes entre -1000 y + 50.000 pies.

El altímetro de la cabina delantera recibe alimentación de presión estática S1 y el de la cabina trasera, recibe presión estática S2.

Un vibrador integral en el instrumento, reduce la fricción mecánica del mecanismo neumático para aumentar la precisión del sistema. El vibrador integral de los instrumentos de ambas cabinas, recibe alimentación eléctrica de 28 Volts de la BARRA ESENCIAL de CC. El altímetro de la cabina delantera tiene una unidad de codificación para registrar e informar la altitud a través del sistema IFF. Una banderita de alarma marcada CODE OFF, aparecerá en la parte superior izquierda del instrumento cuando se produzca una falla en la unidad de codificación. La aparición de la banderita de alarma es indicación de que ha fallado la transmisión de los datos de altitud hacia la estación terrestre, pero el instrumento seguirá indicando la altitud del avión en forma normal.

El instrumento indica la altitud por medio de una aguja que gira alrededor de la escala fija marcando centésimas de pié; por un tambor rotativo contador de 100 pies,un tambor rotativo contador de 1000 pies y un tambor rotativo contador de 10.000 pies. Por cada vuelta completa de la aguja indicadora de centésimas de pié, el tambor rotativo indicador de 100 pies se moverá simultáneamente. Por cada vuelta completa del tambor rotativo indicador de 100 pies, se moverá el tambor rotativo indicador de 1000 pies. Por cada vuelta completa del tambor rotativo indicador de 1000 pies, se moverá el tambor rotativo indicador de 10.000 pies. De esa manera, con sólo mirar los números presentados por los tambores rotativos se tendrá la altitud exacta del avión. La aguja indicadora de centésimas de pié, se utiliza únicamente para obtener valores precisos de altitud inferiores a 100 pies.

Hay una perilla para ajuste de la presión barométrica, ubicada en el costado inferior izquierdo del instrumento. La perilla regula cualquier valor de presión barométrica entre 800 y 1050 milibares. El valor de presión barométrica aparecerá en una ventanilla ubicada en el costado derecho inferior del instrumento.

VARIOMETRO

El indicador de velocidad vertical, es un instrumento integralmente iluminado que indica el régimen de ascenso-descenso de un avión en vuelo. Este instrumento ayuda al piloto a mantener el vuelo nivelado, controlando el régimen de ascenso-descenso durante condiciones de vuelo por instrumentos.

En vuelo nivelado normal, el puntero del instrumento está horizontal y centrado en cero. El puntero gira en sentido horario durante el ascenso y en sentido antihorario durante el descenso para indicar el régimen de cambio de altitud.

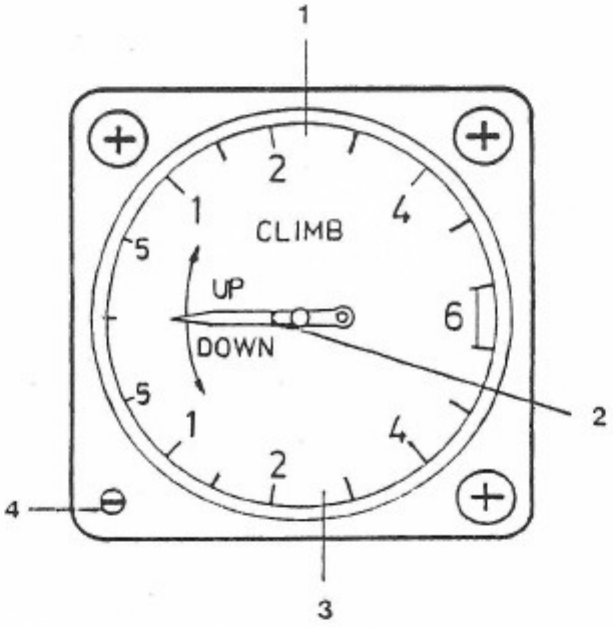
Las graduaciones del dial están marcadas en incrementos de 100 pies entre 0 y 1000 pies/min., y en incrementos de 500 pies entre los 1000 y los 6000 pies/min. El instrumento está ubicado en el costado derecho del panel de instrumentos de ambas cabinas.

El instrumento tiene un tornillo de regulación de la marcación 0, ubicado en el costado inferior izquierdo y que se utiliza para colocar el puntero en 0 cuando el avión está en tierra. Ambos instrumentos son alimentados por la presión estática S3.

Datos técnicos

- Rango	: ± 6000 pies/minuto
- Exactitud	: 1000 pies/min., ±200 pies/min. 2000 pies/min., ±300 pies/min. 4000 pies/min., ±300 pies/min. 5000 pies/min., ±300 pies/min.
- Altitud	: -1000 pies hasta +50.000 pies
- Temperatura	: -54ºC hasta + 70ºC
- Iluminación	: 5 VCC o CA, azul/blanca, 3 Watts máximo
- Peso	: 560 gramos

INDICADOR DE VELOCIDAD DE ASCENSO (VARIOMETRO)



1 Escala de ascenso
2 Aguja indicadora
3 Escala de descenso
4 Tornillo ajustador de posición cero

Figura 1-24

SISTEMA INDICADOR DE ANGULO DE ATAQUE

Este sistema, consiste en un sensor que transmite señales a dos indicadores de ángulo de ataque. La información será mostrada en una escala vertical y las unidades por medio de una cinta servo-accionada.

El sistema proporciona una indicación visual del ángulo de ataque durante todo el vuelo del avión.

Sensor de ángulo de ataque (AOA)

El sensor AOA está ubicado en el costado derecho de la nariz del avión y transmite señales de AOA al indicador ubicado en ambas cabinas.

El sensor tiene un sistema antihielo eléctrico integral **que recibe alimentación de la BARRA NO ESENCIAL de 115 VCA.** No obstante, dicho circuito se pone en funcionamiento al conectar la llave de calefacción al Pitot, la que conmuta las líneas de **115 VCA y 28 VCC de BARRA DE CABINA,** a un mismo tiempo. Si por falla de algún elemento de calefacción al Pitot, se encendiera la luz ámbar PITOT, no es recomendable pasar la llave a posición NO (desconectado) ya que la calefacción del Sensor AOA quedará sin alimentación.

Indicador de ángulo de ataque (AOA)

El indicador de AOA, está ubicado en el panel de instrumentos de ambas cabinas, contiene una escala fija, una cinta móvil y una banderita de alarma. La escala fija del AOA está marcada en unidades de AOA desde -5 hasta +25 unidades. La escala está graduada en incrementos de 1 unidad y números indicativos cada cinco unidades.

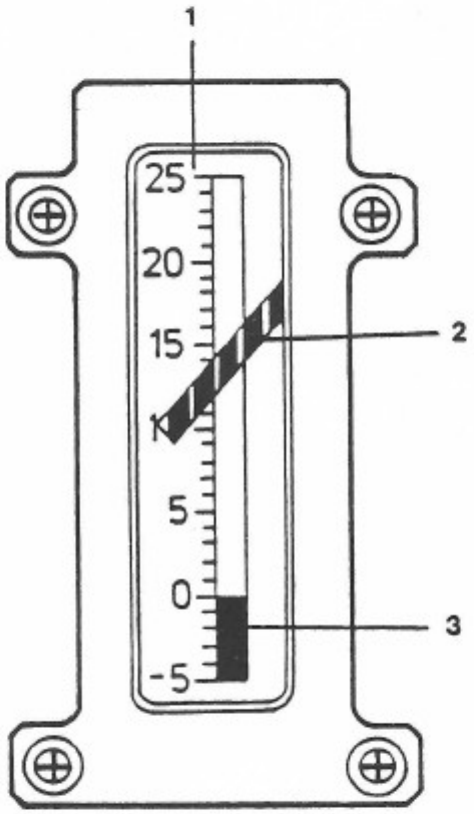
El AOA es indicado por una cinta móvil que se desplaza verticalmente entre las unidades.

La banderita de alarma, pintada con rayas rojas y negras, (ver Figura 1-25), aparecerá cuando se produzca alguna de las siguientes condiciones:

- Pérdida de alimentación eléctrica del instrumento
- Pérdida de la señal de alimentación eléctrica
- Falla del servo
- Diferencia en la indicación entre la señal de alimentación y el AOA indicado que excede ± 3 unidades

El indicador de AOA de la cabina delantera **es alimentado por 28 Volts de la BARRA ESENCIAL de CC, el indicador de la cabina trasera es alimentado por 28 VCC de la BARRA NO ESENCIAL de CC.**

INDICADOR DEL ANGULO DE ATAQUE (AoA)



1 Escala AoA
2 Banderita de alarma
3 Cinta móvil

Figura 1-25

ACELEROMETRO

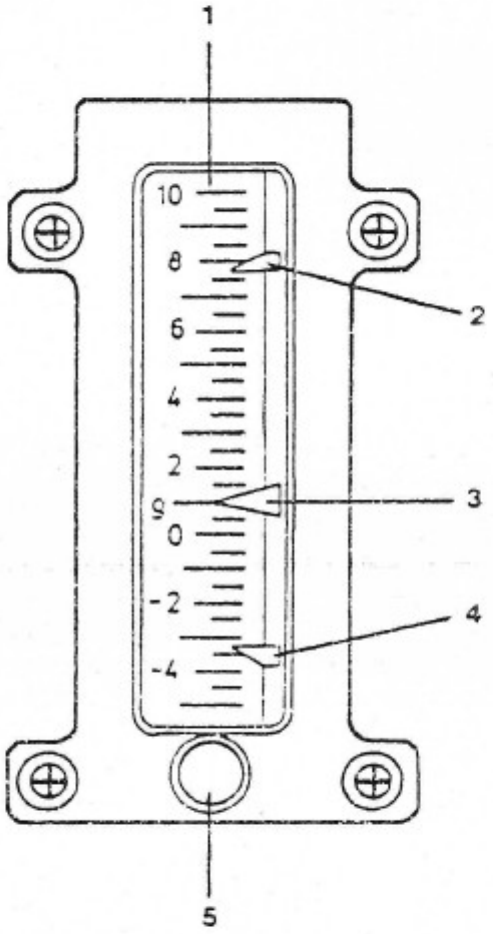
El acelerómetro, ubicado en el panel de instrumentos de ambas cabinas, proporciona las aceleraciones instantáneas y las cargas máximas positivas y negativas experimentadas en vuelo. El instrumento tiene tres agujas indicadoras y un botón de reposicionado. Las agujas indicadoras son: aguja de aceleración instantánea, aguja de aceleración positiva y aguja de aceleración negativa.La aguja indicadora de aceleración instantánea se desplaza proporcionalmente a la "G" aplicada, las agujas indicadoras de "G" positiva o negativa, siguen a la indicadora de "G" instantánea hasta su máximo desplazamiento y permanecen en esa indicación, mientras que la aguja indicadora de "G" instantánea regresa al reducirse la aceleración. Las agujas indicadoras de "G" positiva o negativa, pueden ser reposicionadas por un botón ubicado en la parte inferior del instrumento. La presentación está formada por una escala vertical fija calibrada con intérvalos de 0,5 "G". Cada marca de 2 "G" de intervalo es identificada por una marca intermedia y por el número par apropiado, por ejemplo: 10, 8, 6, 4, 2, 0,-2,-4. Los números ó valores impares son identificados únicamente por marcas de calibración mayor. El botón para rearmado del sistema de agujas está colocado en la parte inferior central para permitir la disposición simétrica de las lámparas de iluminación. El rango del instrumento es de +10 "G" hasta -5 "G", el largo de la escala es de 70 mm. El instrumento tiene una exactitud total de + 0.2 "G" a lo largo de toda la escala cuanto está sujeto a las aceleraciones. Los valores positivos de aceleración son indicados por el puntero moviéndose hacia arriba en la escala. El instrumento está íntegramente encendido por una luz azul/blanca de 5 VCC.

RELOJ

Un reloj mecánico común está instalado en el panel de instrumentos de ambas cabinas. El reloj tiene cuerda para ocho días y un mecanismo para detención del tiempo transcurrido que se utiliza en la toma de tiempos para entradas por instrumentos, en navegaciones tácticas, etc.

Hay una perilla para la cuerda con dos posiciones. La primera posición (normal) acciona el mecanismo de cuerda. La segunda posición (momentánea) se logra tirando la perilla hacia afuera para liberar el mecanismo interno del reloj con lo que se logra el accionamiento libre de las agujas para modificar la hora. La perilla está ubicada en la parte inferior izquierda del reloj.

ACELEROMETRO



1 Escala
2 Aguja indicadora de g positiva
3 Aguja indicadora de g instantanea
4 Aguja indicadora de g negativa
5 Botón RESET

Figura 1-26

INDICADOR DIRECTOR DE ACTITUD (ADI)

El ADI está ubicado en el panel de instrumentos de ambas cabinas y proporciona indicación visual, tanto de actitud como de inclinación del avión, obtenidas desde el sistema remoto de Plataforma Giroscópica.

La presentación del instrumento consiste en una esfera bicolor, para indicar actitud de cabeceo y rolido, un avión en miniatura, dos barras (vertical y horizontal) asociadas al Director de Vuelo (Ver Pág.4-51) y cuatro banderitas de alarma.

El indicador deberá mostrar la siguiente información:

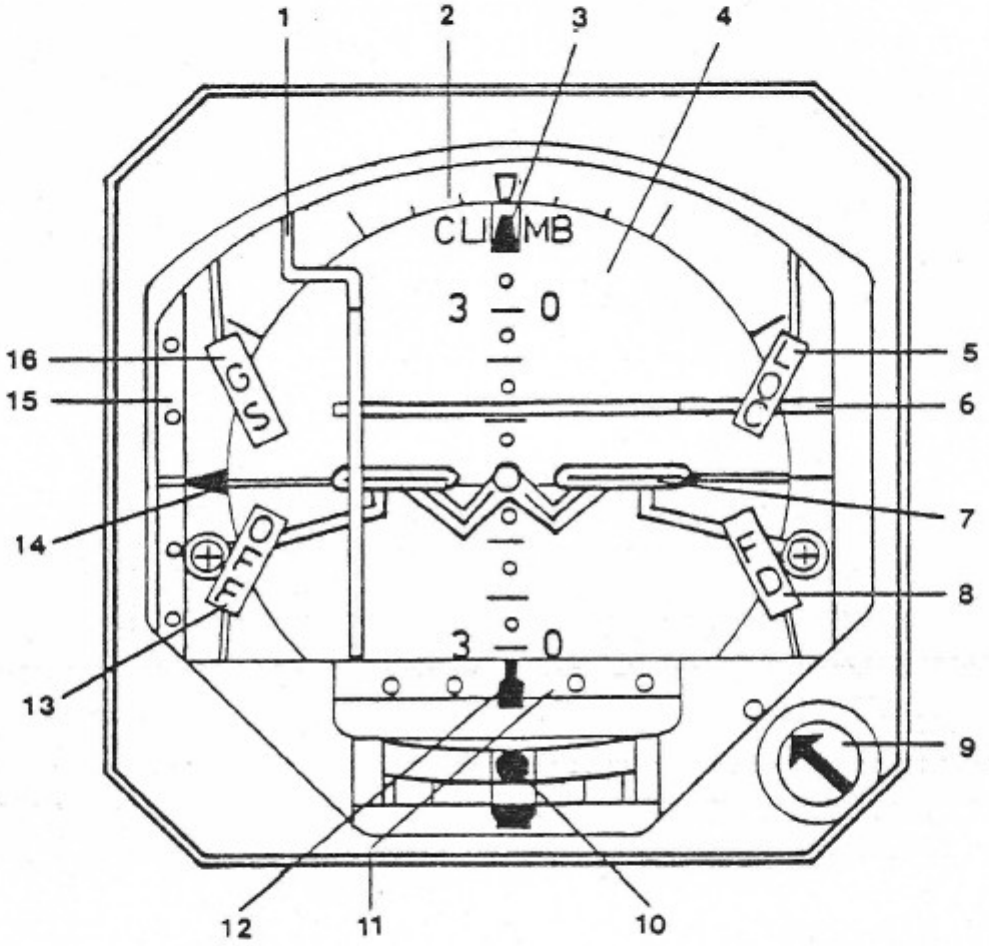
- Actitudes de cabeceo y rolido proporcionada por la Plataforma Giroscópica.
- Indice de cielo, que, sobre una escala externa, indica la actitud del avión en viraje.
- Barra vertical (DV) de Rumbo y VOR LOC.
- Barra horizontal (DV) de altitud, y ángulo de planeo.
- Indicador de giros y ladeos (inclinómetro).
- Aguja indicadora de desvío, trayectoria de planeo.
- Aguja indicadora de desvío, localizador.
- Banderita de alarma del ángulo de planeo (GS).
- Banderita de alarma del localizador (LOC).
- Banderita de alarma del Director de Vuelo (FD).
- Banderita de alarma de falta de alimentación eléctrica (OFF).

La presentación de la información proporciona: actitud, director de vuelo, derrape-deslizamiento, régimen de viraje, localizador y desviación del ángulo de planeo.

Presentación del Director de Vuelo

Consta de dos barras, una vertical y otra horizontal, y una banderita de alarma.
Las barras se mueven linealmente mientras que la banderita posee un movimiento angular.
Cuando el nivel de señal de entrada es cero, ambas barras permanecerán centradas.
Banderita de alarma del Director de Vuelo (FD), está ubicada en la esquina inferior derecha del ADI. Las letras FD están en negro sobre fondo rojo. Aparecerá a la vista cuando la señal del Director de Vuelo sea cero.

INDICADOR DIRECTOR DE ACTITUD (ADI)



1 Barra directora de inclinación
2 Escala de inclinación
3 Aguja indicadora de inclinación
4 Esfera de actitud
5 Banderita de alarma - localizador
6 Barra directora de cabeceo
7 Avión en miniatura
8 Banderita de alarma - Director de Vuelo
9 Botón de compensación de cabeceo
10 Indicador de viraje y deslizamiento
11 Escala de desvío - localizador
12 Aguja indicadora de desvío - localizador
13 Banderita de alarma - actitud
14 Aguja indicadora de desvío - trayectoria de planeo
15 Escala de desvío - trayectoria de planeo
16 Banderita de alarma - trayectoria de planeo

Figura 1-27

Barra de dirección vertical

La barra de dirección vertical está colocada directamente detrás del prisma triangular de iluminación integral. Con el indicador en posición de operación normal, la barra vertical está montada sobre un movimiento lineal de tal manera que permanece vertical dentro de las ± 0.020 de pulgada, desde el centro o cualquier punto de deflexión hacia la derecha e izquierda y deflexiona hacia ambos lados en concordancia con la polaridad de la corriente recibida desde el computador del director de vuelo. El tiempo de respuesta de la barra es de un máximo de 1/3 de segundo. La deflexión hacia la izquierda está limitada a 1 pulgada, hacia la derecha desaparece detrás de la máscara de presentación.

Barra de dirección horizontal

La barra de dirección horizontal está colocada directamente detrás y tan cerca como resulte práctico de la barra vertical. La barra está montada sobre un movimiento lineal de tal manera que permanecerá horizontal en el centro o en cualquier punto de deflexión hacia arriba o hacia abajo, dentro de las ± 0.020 de pulgada y en concordancia con la polaridad de la corriente recibida desde el computador del director de vuelo. La deflexión máxima hacia arriba está limitada a 1 pulgada. La deflexión hacia abajo hace desaparecer la barra de la vista por detrás de la máscara de presentación. El tiempo de respuesta de la barra horizontal es de un máximo de 1/3 de segundos.

Banderita de alarma de ángulo de planeo (GS)

Una banderita de alarma de ángulo de planeo está incorporada al ADI. La palabra "GS" es de color negro sobre fondo rojo. Será visible cuando se pierda la señal del ángulo de planeo. Deberá estar fuera de la vista durante la operación normal.

Aguja de desviación del ángulo de planeo

Esta aguja se mueve de tal manera que permanece horizontal en el centro ó en cualquier punto de deflexión, y se moverá hacia arriba ó hacia abajo en concordancia con la polaridad de corriente recibida desde el computador del receptor del ángulo de planeo. El tiempo de respuesta de la aguja es de un mínimo 1,15 segundos y un máximo de 2 segundos. El tiempo de respuesta es definido como el tiempo necesario para que la aguja alcance el 90% de su indicación final y ese tiempo es contado desde el instante de aplicación de la corriente.

Banderita de alarma del localizador (LOC)

La banderita de alarma del localizador está ubicada en la esquina superior derecha del instrumento. La palabra "LOC" es de color negro sobre fondo rojo. Aparecerá a la vista cuando se pierda la señal del localizador.

Aguja de desviación del localizador

Esta aguja se mueve de tal manera que siempre permanece vertical en la parte central y hacia cualquier punto de deflexión, izquierda ó derecha, y lo hará en concordancia con la polaridad de corriente recibida. Con corriente 0, la barra se alineará con la escala central dentro de los ± 0.020 de pulgada. El tiempo de respuesta de la barra indicadora será de un mínimo de 1,15 segundo y un máximo de 2 segundos.

La iluminación del ADI es integral con luz blanca. El requerimiento de alimentación eléctrica no deberá exceder de los siguientes límites:

- Energía de CA, 115 volts 400 Hz, 8.0 VA
- Energía para iluminación, 5 VCA, 400 Hz, 5 Watts máximo

Información de actitud

La información de actitud se obtiene básicamente de: una esfera de actitud, un avión miniatura, un índice de inclinación, una escala de inclinación y una banderita de alarma OFF.

Esfera de actitud

La esfera de actitud forma el fondo de la presentación y tiene movimiento de 360º en dos ejes, rolido y cabeceo. El eje de rolido es perpendicular a la cara del indicador y al eje de cabeceo. El eje de cabeceo es horizontal cuando el indicador está nivelado y está indicando una actitud de rolido 0°. La mitad superior de la esfera es de color gris la mitad inferior es de color negro. El área gris representa el cielo y el área negra, la tierra. La escala de cabeceo está marcada con puntos en incrementos de 5 grados. Cada 10 grados las marcas son líneas y cada 30 grados, las líneas tienen números.

Compensador de cabeceo

La perilla del compensador de cabeceo está ubicada en la esquina inferior derecha de la cara del indicador. La perilla tiene aproximadamente media vuelta de recorrido en sentido horario y un cuarto de vuelta de recorrido en sentido antihorario desde la posición "0" del compensador.

El recorrido de giro en cada dirección está limitado por un tope positivo. Cuando la perilla es girada hasta el tope en sentido horario, la esfera gira para deflexionar la línea del horizonte hacia arriba para indicar un descenso de 10/20º. Cuando la perilla es girada hasta el tope en sentido antihorario, la esfera gira para deflexionar la línea del horizonte hacia abajo para indicar un ascenso entre 5/10º.

Compensador de rolido

El rolido "0" es regulado por un potenciómetro ubicado en la parte posterior de la carcaza del instrumento e incorpora una contratuerca para asegurar la regulación final. La regulación proporciona un mínimo de ± 3º de corrección alrededor del eje de rolido "0".

Banderita de alarma OFF

La banderita de alarma OFF está ubicada en la esquina inferior izquierda en el interior del instrumento. La banderita se hará visible toda vez que la energía para los instrumentos primarios esté desconectada, o cuando falla la energía interna del instrumento.

Ambos ADI son alimentados por la BARRA ESENCIAL de CA, de 115 volts.

El avión miniatura, el índice de viraje, puntero de rolido, puntero de localizador, puntero de ángulo de planeo, dial de régimen de viraje, escala de ángulo de planeo, todas las escalas y marcas son de color blanco. Las banderitas de alarma OFF GS, LOC, FD, son de color rojo fluorescente con letras negras. La bolita del inclinómetro es blanca sobre fondo negro.

INDICADOR DE SITUACION HORIZONTAL (HSI)

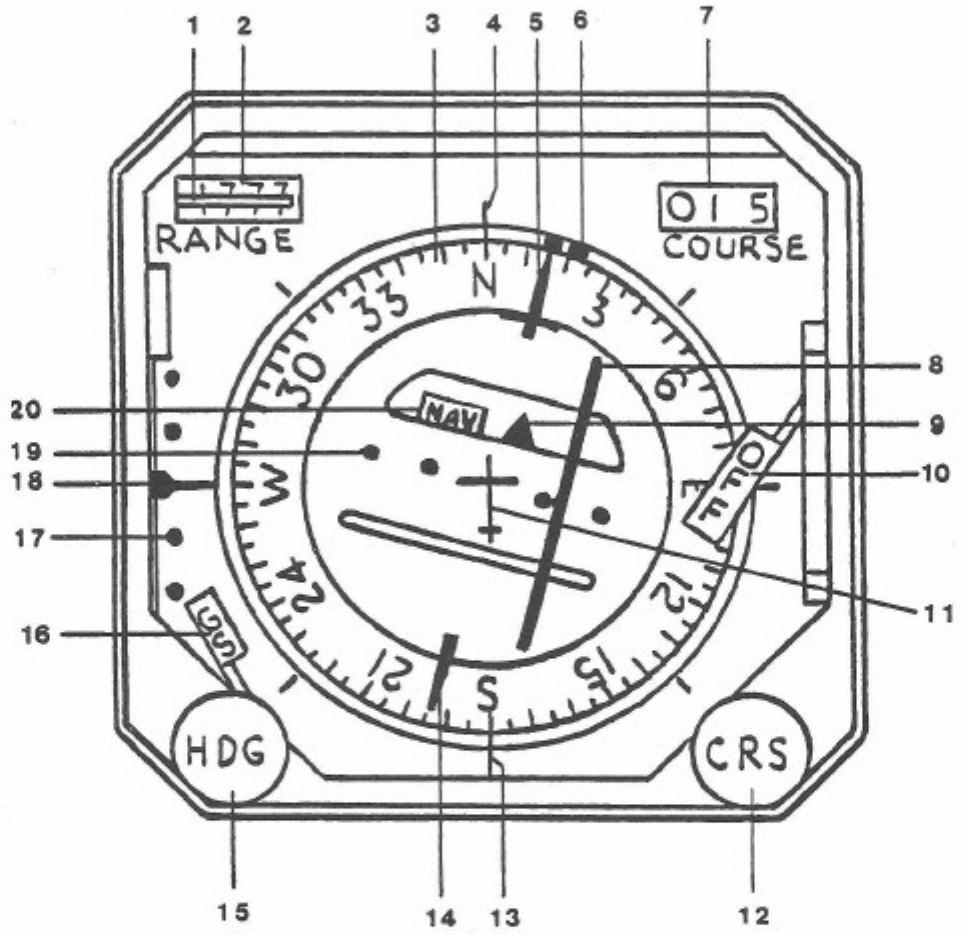
El HSI proporciona al piloto la presentación de la situación horizontal o una vista en plano del avión con respecto a la situación de la navegación. Se presentan las siguientes informaciones: curso selectado (digital) distancia (digital), rumbo, rumbo selectado, puntero de curso, barra de curso, desviación de LOC/VOR, desviación de GS (ángulo de planeo), puntero TO-FROM de VOR y varias banderitas de alarma.

La carcaza, el fondo de la presentación, las palabras "NAV", "GS" y "OFF", perillas y marcas de índice en el Marcador de Rumbo, son de color negro. Las letras, números, graduaciones, marcaciones y fondo del Marcador son de color blanco. El fondo de las banderitas de alarma OFF, NAV y GS, y el obturador del indicador de distancia, son de color rojo fluorescente. El puntero de ángulo de planeo (GS), el puntero de curso y la barra de desviación de curso son de color amarillo.

El HSI presenta la siguiente información:

- Rumbo magnético estabilizado(dentro de 1Ω) proporcionado por una referencia direccional maestra.
- Información comandada de rumbo (dentro de 1Ω) proporcionada por la rotación de la perilla de selección de rumbo o remotamente por un HSI maestro.
- Uso comandado (dentro de 1Ω) proporcionado por una fuente remota o colocación del curso deseado en forma manual por la rotación de la perilla selectora de curso y presentado por la indicación de un puntero y por numeración adicional.
- Desplazamiento del avión desde una derrota selectada manaual o automáticamente de acuerdo a lo indicado por la barra de curso
- Inhabilitación de los datos de desviación de curso,indicados por una banderita de alarma de desviación de curso.
- Lectura digital de indicación de distancia
- Indicador TO.FROM para una frecuencia selectada de radioayuda
- Indicación de energía eléctrica de operación
- Puntero de ángulo de planeo con indicación de desplazamiento vertical
- Banderita de alarma del ángulo de planeo

INDICADOR DE SITUACION HORIZONTAL (HSI)



1 Banderita de alarma de distancia
2 Indicador de distancia
3 Cuadrante de brújula
4 Linea de fe superior
5 "Course arrow" (punta)
6 Marcador de rumbo
7 Ventanilla del selector de "course"
8 Indicador de desvío del "course"
9 Indicador TO/FROM
10 Banderita de alarma – alimentación eléctrica interrumpida
11 Símbolo del avión
12 Botón de "course"
13 Linea de fe inferior
14 "Course arrow" (cola)
15 Botón de rumbo
16 Banderita de alarma – trayectoria de planeo
17 Escala de desvío – trayectoria de planeo
18 Aguja indicadora – desvío de trayectoria de planeo
19 Escala de desvío – "course"
20 Banderita de alarma – NAV

Figura 1-28

El HSI deberá soportar la exposición al siguiente rango de temperatura :

- Operación : -54ºC a +71ºC
- Almacenamiento : -65ºC a +85ºC

El HSI puede operar y no será adversamente afectado por la exposición a un rango de presión y temperatura equivalente desde -1000 a 70.000 pies de altitud.

El HSI opera con energía eléctrica de 115 volts, 400 Hz, una fase desde la BARRA ESENCIAL de CA.

Rumbo del avión

El rumbo magnético es indicado sobre un cuadrante giratorio y deberá leerse bajo la línea de referencia superior. El rumbo recíproco es indicado sobre la línea de referencia inferior. El cuadrante giratorio recibe señales de rumbo desde la plataforma giroscópica AHRS. El rumbo comandado es selectado manual o remotamente. El marcador de rumbo puede girar alrededor de la cartilla de Azimut por medio del accionamiento manual de una perilla ubicada en la esquina inferior izquierda del instrumento(Ver Fig.1-28). Sólo podrá moverse el indicador de rumbo, desde el puesto que posea la transferencia del equipo de VOR. (Ver Sección IV). El marcador de rumbo girará en sincronismo con la cartilla de Azimut después de la selección. La perilla selectora de rumbo deberá ser conectada con el marcador de rumbo de tal manera que la rotación en sentido horario de la perilla, produzca la rotación en sentido horario de la cartilla y viceversa. La relación de giro entre la perilla y el marcador de rumbo está entre 7 y 10 a 1. La lectura de la escala de Azimut indicada debajo del marcador de rumbo deberá ser el rumbo deseado. El juego muerto máximo entre el marcador de rumbo y la cartilla de Azimut será de 1/4 de grado. La cartilla está marcada en incrementos de 5º y tiene números cada 30º de intervalo. Los puntos cardinales están indicados por las letras N, S, E y W. La cartilla tiene marcas-índice cada 45º alrededor de su perímetro.

El símbolo del avión ubicado en el centro del HSI es fijo. La comparación del símbolo del avión con la cartilla, flecha de curso, indicador de desviación de curso y marcador de rumbo, proporcionará una clara referencia de relación angular entre el rumbo del avión y la marcación selectada.

Flecha de curso ("CURSE ARROW")

La flecha de curso, que puede girar alrededor del borde interno de la cartilla de azimut, podrá ser comandada por un sistema servo cuando sea excitado por una señal remota sincronizada y podrá ser girada manualmente por medio de una perilla ubicada en la esquina inferior derecha del instrumento. Sólo podrá moverse la flecha de curso, desde el puesto que posea la transferencia del equipo de VOR, (ver Sección IV). La flecha de curso deberá girar sincronizadamente con la cartilla de Azimut después que haya sido fijada. La escala leída sobre la cartilla de Azimut por la punta de la flecha de curso deberá ser el curso ó derrota seleccionada. La perilla de selección de curso deberá estar conectada con la flecha de curso de tal manera que la rotación en sentido horario de la perilla produzca la rotación en sentido horario de la fecha de curso. Un contador tipo digital deberá presentar el curso seleccionado en una ventanilla ubicada en el costado derecho del indicador.

Barra de curso

Una indicación del desplazamiento del avión hacia la derecha ó izquierda del curso seleccionado, será mostrado por la barra de curso y por los puntos que muestran el apartamiento desde el curso.

Indicador TO-FROM

El indicador TO-FROM es una aguja de forma triangular. Cuando el indicador apunta en dirección de la flecha de curso, indica que el rumbo seleccionado llevará al avión hacia la estación de navegación seleccionada, siempre que la señal sea correctamente recibida y que el rumbo sea correctamente volado. Cuando el indicador apunta en dirección a la cola de la flecha de curso, es indicación que el rumbo seleccionado aparta el avión de la estación de navegación seleccionada.

Indicador de distancia

El indicador muestra la distancia en visión oblicua, en millas náuticas hasta la estación DME seleccionada. La distancia es indicada en incrementos de 0,1 millas náuticas hasta 399,9 millas náuticas.

Si la señal de distancia no es confiable o si se pierde,la banderita de alarma aparecerá en la ventanilla indicadora de distancia, ocultando los cuatro dígitos en forma horizontal.

Indicador de ángulo de planeo

La información del ángulo de planeo, ubicado en el costado izquierdo del indicador, presenta la desviación del ángulo de planeo y su validez. El indicador consiste en una aguja indicadora de desvío, una escala y una banderita de alarma. La banderita de alarma aparecerá toda vez que la señal del ángulo de planeo no sea válida o confiable.

Banderita de alarma de alimentación eléctrica

La banderita roja de alarma aparecerá cada vez que la alimentación eléctrica primaria esté interrumpida.

INDICADOR RADIOMAGNETICO (RMI)

El RMI, ubicado en el panel de instrumentos de ambas cabinas, proporciona el rumbo magnético del avión con datos de marcación de navegación. **Los dos indicadores RMI, son alimentados por 115 VCA desde la BARRA ESENCIAL de CA, 400 Hz, una fase.**

Todas las letras, excepto las letras de las banderitas de alarma, los números índice y partes sombreadas de los punteros son de color blanco. El fondo de la presentación es negro. Las letras sobre las banderitas son negras. El fondo de las banderitas de alarma es rojo fluorescente.

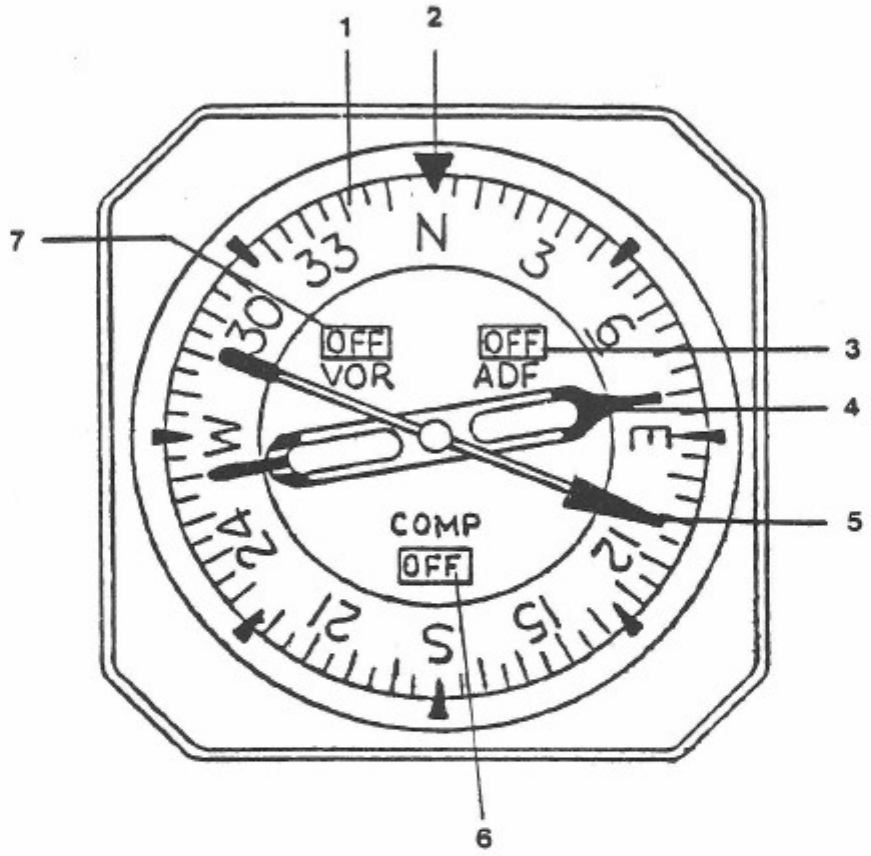
El RMI presenta la siguiente información:

- Rumbo magnético estabilizado (dentro de 1Ω) presentado por una cartilla rotativa y leída contra un marcador principal superior e inferior.
- Rumbo radioeléctrico hacia las estaciones (dentro de 1Ω) por medio del ADF.
- Rumbo radioeléctrico hacia las estaciones de VOR (dentro 1Ω)
- Banderitas de alarma de ADF indicando datos no confiables o una condición de "corte de energía eléctrica" o de GIROSCOPO no confiable

Rumbo del avión

El rumbo del avión será indicado sobre un cuadrante giratorio y deberá ser leído debajo de un índice fijo ubicado en la parte superior de la cara del indicador.

INDICADOR RADIOMAGNETICO (RMI)



1 Cuadrante de brújula
2 Indice superior
3 Banderita de alarma ADF
4 Aguja de marcación VOR
5 Aguja de marcación ADF
6 Banderita de alarma brújula
7 Banderita de alarma VOR

Figura 1-29

Rumbo del avión

El rumbo del avión será indicado sobre un cuadrante giratorio y deberá ser leído debajo de un índice fijo ubicado en la parte superior de la cara del indicador.

El cuadrante giratorio recibe las señales de rumbo desde la plataforma giroscópica AHRS y está marcado en incrementos de 5º, llevando números por cada intervalos de 30º. Los puntos cardinales están indicados como N, S, E y W; alrededor del perímetro del cuadrante giratorio, hay una marca índice cada 45º.

Una banderita roja de alarma, marcada OFF aparecerá cada vez que la alimentación eléctrica esté interrumpida o haya señales no confiables y de rumbo, procedente de la plataforma AHRS.

Marcación de VOR

El rumbo magnético desde el avión a la estación VOR seleccionada, será convertido en rumbo relativo dentro del RMI y será indicado por la posición de una aguja de doble barra sobre la escala del cuadrante giratorio.

Una banderita roja de alarma marcada OFF aparecerá siempre que se detecten señales de VOR no válidas o no confiables o que la alimentación eléctrica esté interrumpida.

Marcación ADF

El rumbo magnético desde el avión a la estación ADF seleccionada, será indicado por la posición de una aguja simple sobre la escala del cuadrante giratorio.

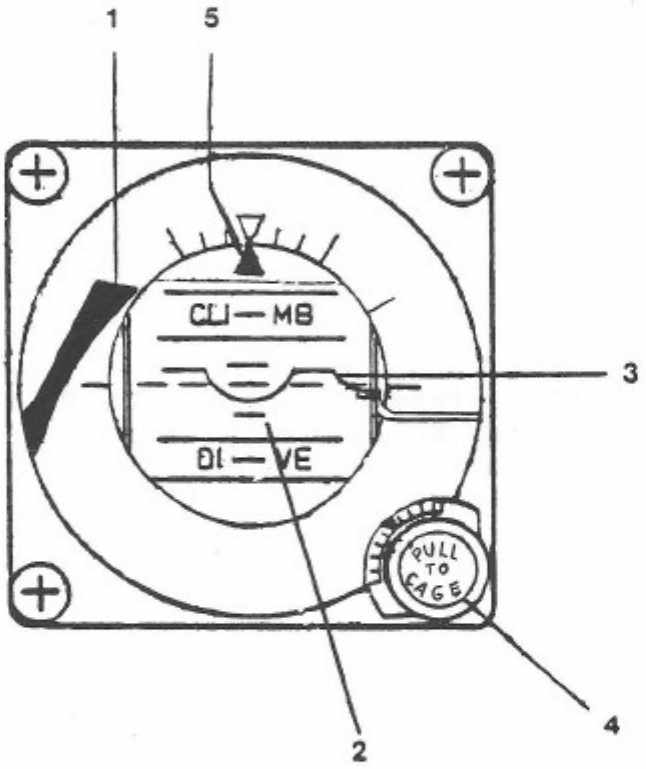
Una banderita roja de alarma marcada OFF aparecerá cada vez que se detecten señales de ADF no confiables o cuando se interrumpa la alimentación eléctrica.

HORIZONTE DE EMERGENCIA

El horizonte de emergencia, ubicado en el panel de instrumentos de ambas cabinas, es un horizonte giroscópico independiente de tipo tambor, accionado eléctricamente y que proporciona información de actitud de cabeceo e inclinación.

El horizonte de emergencia de la cabina delantera es alimentado por 28 VCC desde la BARRA de BATERIA 1, el de la cabina trasera es alimentado por 28 VCC desde la BARRA ESENCIAL de CC.

HORIZONTE DE EMERGENCIA



1 Banderita de alarma
2 Tambor de actitud
3 Avión en miniatura
4 Botón de bloqueo y ajuste
5 Aguja indicadora de inclinación

Figura 1-30

Indicación de cabeceo

La actitud de cabeceo del avión es indicada por el avión miniatura móvil en función de la escala de actitud sobre el tambor.

La parte superior del tambor es de color gris e indica ASCENSO la parte inferior es de color negro e indica DESCENSO. La escala de cabeceo sobre el tambor está graduada en incrementos de 10º e indicados por líneas.

Indicación de inclinación

La inclinación del avión es indicada por la posición de la aguja superior con referencia a la escala de inclinación, ubicada en la parte superior del indicador.

La escala está graduada en incrementos de 10º hasta los 30º de inclinación y en incrementos de 30º hasta los 90º de inclinación hacia la izquierda o hacia la derecha.

Banderita de alarma

Una banderita roja de alarma aparece en el instrumento cada vez que la alimentación eléctrica del mismo está desconectada o que se haya accionado la perilla de traba.

Perilla de traba y regulación

Una perilla marcada PULL-TO-CAGE, está ubicada en el costado derecho inferior del indicador. Para trabar el hozironte giroscópico, se deberá tirar hacia afuera la perilla. El horizonte giroscópico puede ser trabado en posición, tirando de la perilla y girando en sentido horario hasta que se enganche.

Para destrabar el horizonte, la perilla deberá tirarse hacia afuera para sacarla del enganche antes que pueda ser girada en sentido horario. Girando la perilla, el avión miniatura es regulado para una actitud de 7º para DESCENSO y 3º para ASCENSO

Llave del horizonte de emergencia

Una llave selectora de dos posiciones marcada HORIZ.EMERG., está ubicada en la consola derecha de ambas cabinas.

La llave tiene las posiciones SI/NO, se utiliza para conectar/desconectar el respectivo horizonte de emergencia.

BRUJULA MAGNETICA

La brújula está ubicada en la parte superior derecha del panel de instrumentos de la cabina delantera, y proporciona el rumbo magnético del avión con referencia al norte magnético.

La brújula consiste en una caja estanca, llena de líquido para absorber las oscilaciones del cuadrante de la brújula y que se utiliza como agente lubricante.

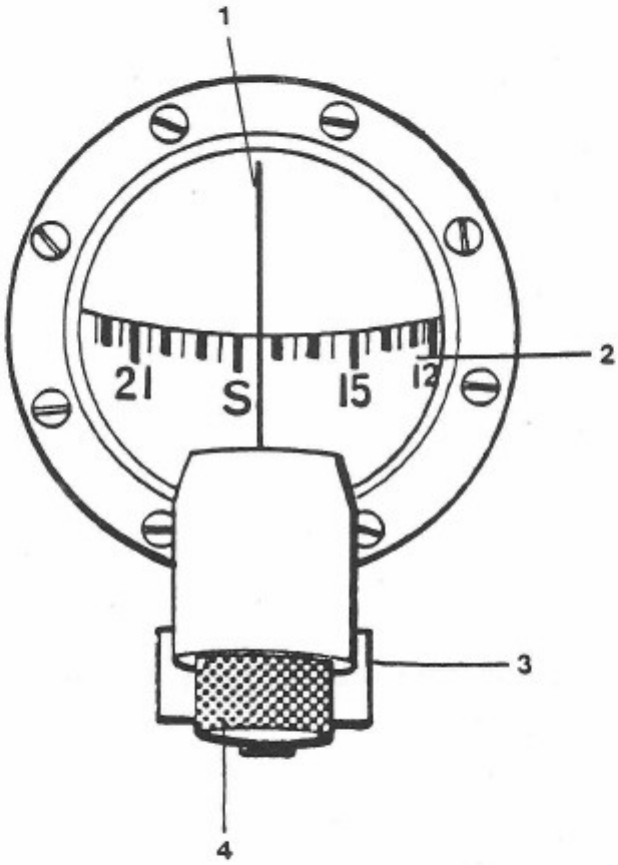
El cuadrante de la brújula, esta graduado en incrementos de 5º y lleva números por cada intervalo de 30º. Los puntos cardinales son indicados como N, S, E, W.

Hay una tabla de desvío de la brújula en la cabina delantera.

PRECAUCION

Con calefacción al parabrisas "conectado", la brújula se desvía considerablemente.
Si desea obtener información confiable de rumbos, deberá cortar dicho sistema.

BRUJULA MAGNETICA



1 Linea de fe
2 Cuadrante de brújula
3 Conjunto compensador magnetico
4 Luz de brújula

Figura 1-31

ASIENTO EYECTABLE STENCEL S-III-S - 3IA-63

GENERALIDADES

El conjunto de Asiento Eyectable es expulsado fuera de la cabina del avión, mediante el impulso proveniente de un sistema de catapulta y por dos cohetes del respaldo de asiento.

Este asiento permite una eyección desde una velocidad cero/altitud cero hasta 600 KIAS (nudos de velocidad indicada) y 50000 pies de altura.

PRINCIPIOS DE OPERACION

SUBSISTEMAS DE FUNCIONAMIENTO

Los subsistemas componentes del asiento eyectable, con sus funciones respectivas se describen a continuación:

- **Subsistema de control seguro/armado**

  Permite colocar al asiento en una de las dos condiciones,ya sea en seguro o activado.

- **Subsistema de iniciación**

  Permite a los pilotos iniciar la eyección tirando de la manija de control de eyección.

- **Subsistema de catapulta:**

  Proporciona por un lado, una propulsión del asiento a lo largo de la carrera de la catapulta y enviando presión sobre los pistones del paracaídas extractor expulsa al mismo hacia arriba con su contenedor. Por otra parte, una derivación del gas de proyección es la encargada de iniciar:

  - Encendido de los cohetes de respaldo de asiento.

  - Las operaciones de la secuencia de post-eyección.

- Subsistema de empuje:

Durante la operación de eyección, dos motores cohetes de respaldo de asiento proporcionan el impulso necesario para elevar al conjunto asiento/piloto a una distancia suficiente para posibilitar el despliegue e inflado del paracaídas personal sin interferencias con el empenaje o el terreno.

Al mismo tiempo, mediante el retardo en el encendido del cohete izquierdo en el puesto trasero y del cohete derecho en el puesto delantero (iniciadores de retardo de tiempo de 0,07 seg.), el sistema de empuje permite una desviación lateral de las trayectorias de los asientos en forma divergente, contribuyendo así, a evitar posibles interferencias.

- Realineamiento Automático Direccional de Trayectoria (DART):

Proporciona la estabilización inicial del asiento y el control de su trayectoria, bajo cualquier condición de eyección.

- Subsistema de secuenciado de post-eyección:

Permite la selección del modo más apropiado de secuencia de post-eyección midiendo la velocidad de aire de impacto (por medio de dos tubos pitot) y la altura, y estableciendo a su vez, los tiempos de retardo para el despliegue del WORD (Cohete de Despliegue Orientado por el Viento), paracaídas extractor y paracaídas personal.

- Subsistema de estabilización y retardo del paracaídas extractor:

Estabiliza el conjunto asiento/piloto, proporcionando una desaceleración adicional permitiendo una secuencia de recuperación más rápida durante eyecciones con velocidades superiores a los 100 kts.

- Subsistema de paracaídas personal:

Incluye el mecanismo de despliegue, el paracaídas extractor y el paracaídas personal.

El desplegado primario es realizado por el cohete orientado por el viento (WORD). El paracaídas extractor contribuye en la fase subsiguiente de apertura, mientras que el mecanismo de despliegue, propiamente dicho, consiste en una granada expansora compuesta de cascos de metal,tomados a las cuerdas del velamen de manera alternada, los cuales, al producirse la explosión del cartucho, salen proyectados en los 360º inflando de esta manera el paracaídas.

- **Subsistema de liberación de asiento y del equipo de supervivencia:**

  Permite:

  - El acceso para el mantenimiento de rutina.
  - Egreso de emergencia en tierra.
  - Eliminar el sistema de secuencia automática para liberar el paracaídas extractor, el motor WORD y la apertura del contenedor del paracaidas personal.

- **Equipos de Supervivencia:**

  Está ubicado debajo de la superficie inferior del asiento y contiene los elementos esenciales y necesarios para el sustento vital luego de la eyección.

  Las correas de cintura permiten la retención de la parte inferior del torso del piloto contra el asiento antes de la eyección, ligando el equipo de supervivencia al piloto, durante la secuencia post-eyección.

- **Correas retractoras de piernas:**

  Como su nombre lo indica, retraen las piernas del piloto contra el asiento, evitando de esta manera posibles movimientos y golpes durante la eyección.

SECUENCIA DE EYECCION

Al tirar la manija de iniciación, los gases de proyección activan el sistema de secuencia de eyección.

La función principal es la de asegurar el cumplimiento de una adecuada temporización para la eyección.

Para ello el asiento posterior se eyectará primero a fin de evitar daños e interferencias por las llamas provenientes de los cohetes. Mediante un mecanismo de retardo, el asiento delantero iniciará su eyección 0,43 segundos después.

Esta diferencia se genera a partir de los retardos de catapulta:

ASIENTO DELANTERO = 0,6 seg.
\- ASIENTO TRASERO = 0,17 seg
DIFERENCIA = 0,43 seg

CONTROLES MANUALES

Este asiento posee seis controles manuales. La función de cada uno se detalla a continuación:

- **Manija de control de disparo:**

  Está instalada al frente de la caja del asiento, entre las piernas del piloto. Al tirarla hacia arriba se inicia la secuencia de eyección del asiento. Se requiere una fuerza de 15 a 25 Lbs y una extensión de 4" (10 cm).

- **Control de liberación de emergencia:**

  Está instalado en el costado derecho sobre el panel lateral del asiento.

  Al tirarse la manija de accionamiento hacia arriba y atrás, se puede:

  - Liberar el equipo de supervivencia para el acceso durante el mantenimiento de rutina.
  - Liberar al piloto del asiento para una salida de emergencia en tierra.
  - Anular el sistema de secuencia de post-eyección iniciando el despliegue del paracaídas personal,(si se activa luego de una eyección).

- **Control manual del carretel de inercia:**

  La manija de accionamiento se encuentra instalada en el panel lateral izquierdo de asiento, en su parte delantera..

  Es la encargada de accionar el mecanismo de trabado del arnés del piloto cuando se la posiciona hacia adelante.

  En la posición "atrás", los arneses están destrabados y el torso del piloto puede moverse libremente hacia adelante.
  En caso de una desaceleración brusca, el arnés se autotrabará inercialmente.

- **Palanca de control Seguro/Armado:**

  Está ubicada al costado derecho del asiento y es la encargada de liberar los seguros, en posición "abajo" (vertical), o bien colocarlos, cuando está "arriba" (horizontal), desactivando todo el sistema.

Para colocar en la posición "armado", tirar hacia adelante la perilla del extremo de la palanca, y bajar ésta hasta la posición vertical.

Para colocar en la posición "seguro", tirar la perilla de destrabe, hacia abajo y mover la palanca hasta la posición horizontal.

En ambos casos, comprobar que la palanca quede correctamente trabada en la posición deseada.

- **Control de oxígeno de emergencia:**

Se encuentra en el costado izquierdo del asiento eyectable, inmediatamente delante de la caja de control y regulación del sistema de oxígeno, y consiste en una manija en forma de lazo, de color naranja.

Con su accionamiento se logra proporcionar oxígeno de emergencia tanto por una falla del sistema normal de oxígeno del avión como durante la eyección.

En el primer caso se realiza manualmente, con solo tirar hacia arriba la manija.

En el segundo caso, se activará en forma automática, proporcionando oxígeno hasta finalizada la separación piloto/asiento.

- **Control de altura del asiento:**

El sistema de accionamiento está instalado en el panel lateral derecho.

Pulsando la llave hacia adelante, se energiza el motor y el asiento baja; si la misma es pulsada hacia atrás, el asiento sube, permitiendo al piloto selectar la altura de asiento más adecuada con su estatura y requerimientos de visibilidad en cualquier fase del vuelo.

CONJUNTO DEL ASIENTO S-III-S "STENCEL"

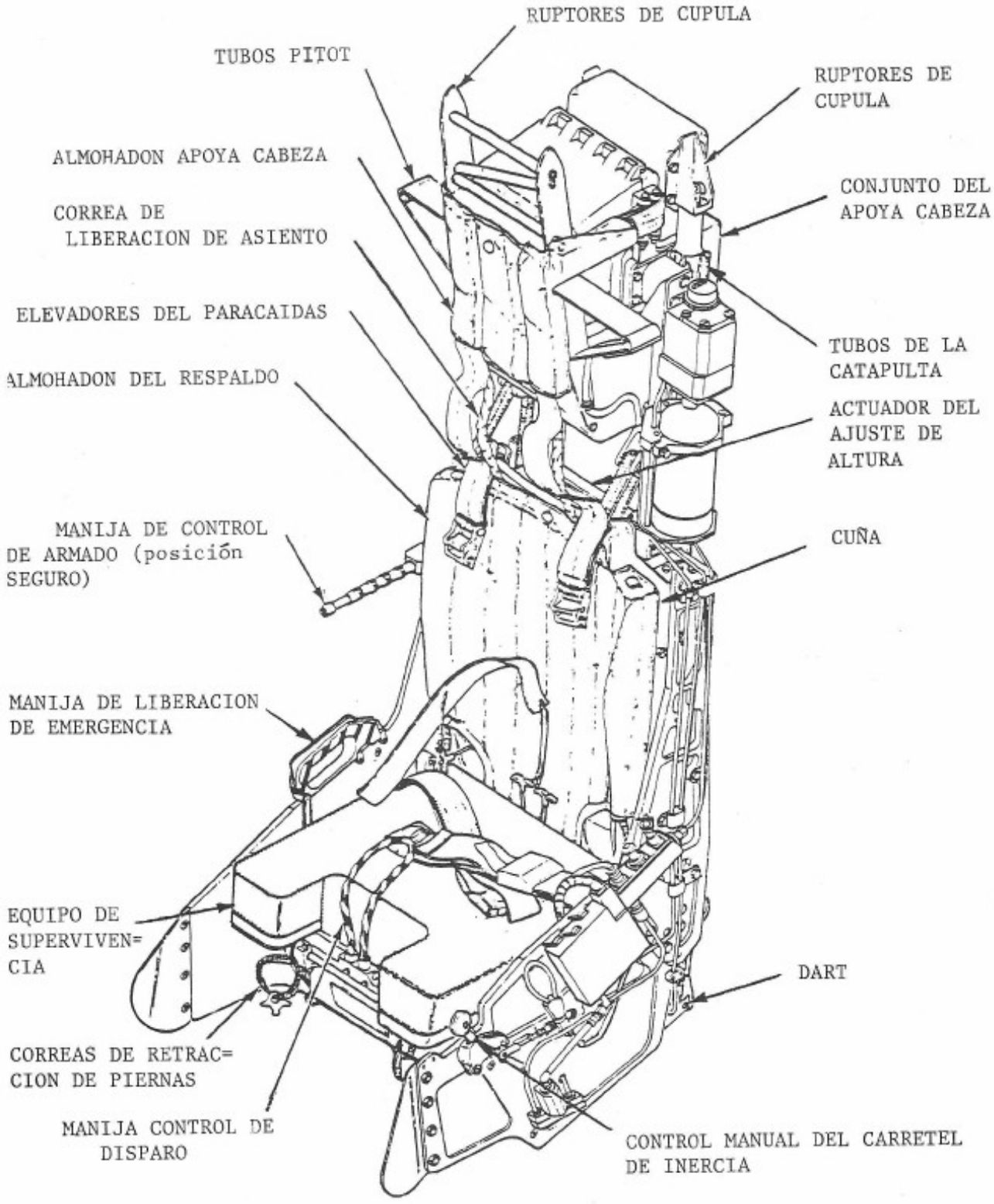


Figura 1-32

DESCRIPCION GENERAL DE LA OPERACION

Existen cuatro Modos de Operación diferentes. En la figura 1-33 están graficados en función de ALTITUD (ordenada) y VELOCIDAD (abcisa), mientras que en las Tablas de Secuencias se indica como se produce el funcionamiento de cada subsistema a través del tiempo y para los cuatro Modos.

Al tirar de la manija de disparo comienza la secuencia de eyección accionando dos iniciadores que liberan presión de gas a través del sistema de secuencia de eyección, y hacia los iniciadores del cartucho de catapulta. Con el encendido de éste último comienza la eyección propiamente dicha.

El iniciador de eyección de la derecha, activa además el generador de gas del carretel de inercia.

El encendido del cartucho de catapulta hace que la presión de gas actúe sobre los pistones de los tubos de catapulta forzándolos a liberar unas bolillas que destraban y dejan al descubierto los tubos internos y externos de la catapulta proporcionando presión de gas al iniciador de retardo múltiple y al impulsor.

Este impulsor extrae las trabas de armado del sensor de velocidad anemométrica y altitud.

* * *

El desplazamiento del asiento, hacia arriba, junto con los tubos de la catapulta, guiados por seis correderas de deslizamiento, activan el suministro automático del oxígeno de emergencia.

Los ruptores de cúpula forman un conjunto integral con los tubos pitot ubicados en la parte superior del asiento. Los perforadores del asiento delantero son considerablemente más largos que los del puesto trasero.

Al ascender el asiento unas 16 pulgadas, los vástagos del disparador del cañón del paracaídas extractor abren unos orificios que permiten que la presión del gas fuerce a los pistones que están alojados dentro del conjunto catapulta, para expulsar el contenedor del paracaídas extractor, fuera del asiento.

Si la eyección tiene lugar por debajo de 225 KIAS y con una altitud inferior a 7000 pies (Modo 1: baja velocidad/baja altitud), el retardo de 0,3 seg. abre la válvula selectora de baja velocidad.

MODOS DE EYECCION

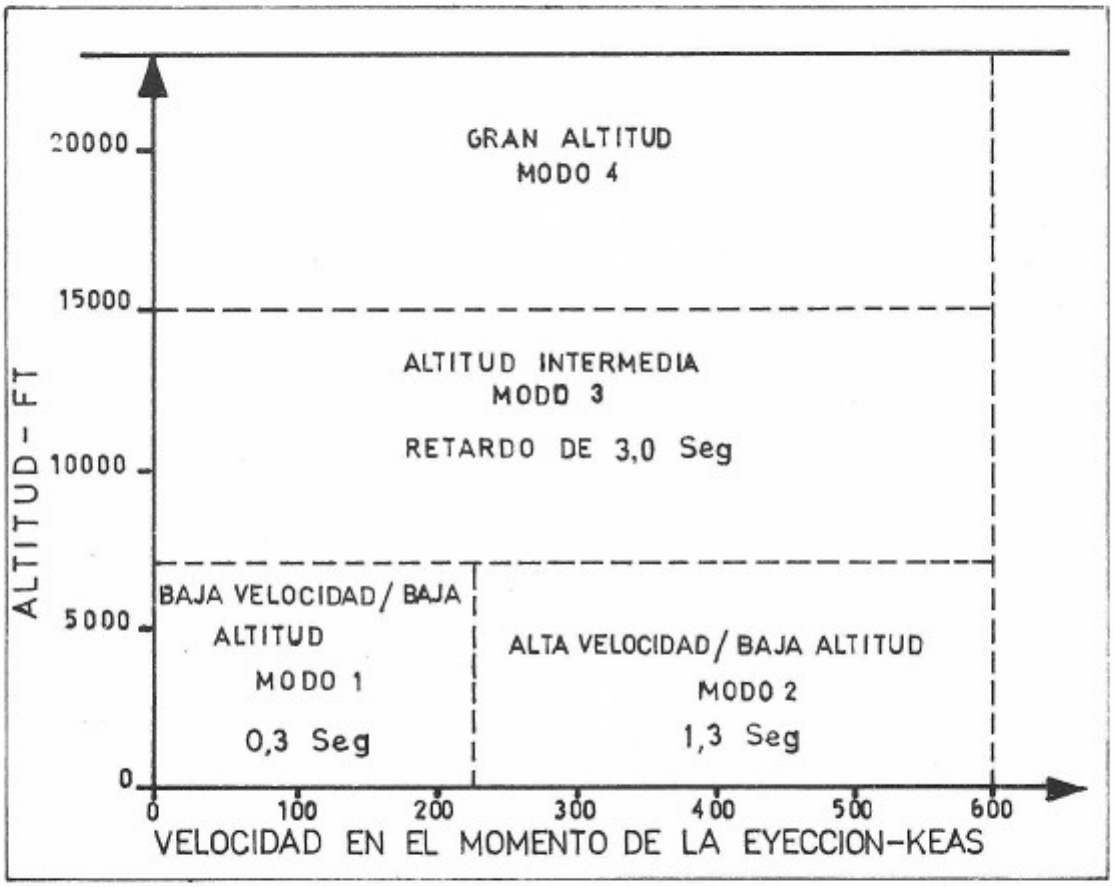


Figura 1-33

Luego de un ascenso de 31 pulgadas del asiento, la presión del gas es dirigida:

- A un impulsor (extractor de clavijas).
- A un iniciador de retardo de 3,0 segundos.
- A un iniciador de retardo múltiple (0,3 y 1,3 segundos).
- Hacia los iniciadores de los motores cohete del respaldo de asiento.

Estos últimos son los que producen el impulso necesario para que el asiento logre una altura suficiente sin interferencia con el terreno o el empenaje del avión.

* * *

Al eyectarse, el asiento es estabilizado mediante un sistema Realineador de Trayectoria Automática Direccional (DART).
Dos cuerdas unidas al avión y que se extienden a través de los conjuntos de tensores de frenado que se encuentran debajo del asiento, contrarrestan el cabeceo y el rolido excesivos.

* * *

De acuerdo al Modo de Operación (Tabla de Secuencias), los iniciadores de retardo son disparados dirigiendo presión de gas para accionar el mecanismo de liberación del paracaídas extractor/ motor WORD y para armar el iniciador accionado por aneroide de 7000 pies.

El cable de armado del motor WORD, una vez extraído, libera un percutor y enciende el motor propiamente dicho.

Tal como se dijo más arriba, dependiendo del modo de operación, se disparan los iniciadores accionados por los aneroides de 7000 o 14000 pies. Esto activa el mecanismo de apertura del paracaídas liberando el contenedor del paracaídas personal, el que puede ser extraído, tanto por el motor WORD, como por el paracaídas extractor.

Cuando las líneas de suspensión y los tirantes del paracaídas personal se tensan, la correa de disparo (unida a un mecanismo de despliegue) extrae el fiador del percutor. Este golpea y activa el mecanismo de despliegue (granada expansora) que expulsa pequeños trozos de metal en un radio de 360º, inflando rápidamente el velamen durante la eyección a muy baja velocidad.

En caso de una eyección a alta velocidad, la energía del aire de impacto supera ampliamente a la del mecanismo de despliegue de la granada expansora, siendo su influencia muy pobre en el tiempo de inflado.

* * *

A medida que actúa la resistencia del viento sobre el velamen del paracaídas personal, las correas de ambos lados de los conjuntos de tirantes, son tensadas y es entonces accionado el mecanismo de separación asiento/piloto para que el gas a presión se dirija hacia la guillotina.

Esta corta ambas correas del carretel de inercia, liberando el torso del piloto.

El accionamiento simultáneo del mecanismo de separación asiento/piloto por las correas libera además el equipo de supervivencia.

* * *

El piloto puede liberar mecánicamente el equipo de supervivencia tirando de la manija ubicada al costado derecho de sus caderas. Cuando el paquete caiga unos 12 pies, una correa que lo retiene al piloto, inicia por tensión el inflado del bote salvavidas, y el resto del equipo de supervivencia cae unos 13 pies más, colgando debajo del bote con el fin de estabilizarlo en su descenso.

TABLAS

Secuencias de Tiempo del Asiento Eyectable

NOTA:

Todos los tiempos para 33021-7 (delantero), agregar 0,43 segundos.

Tiempo en seg.	MODO 1 Baja Velocidad/ baja altura (por debajo de 225 KIAS y por debajo de 7000 pies)	MODO 2 Alta velocidad/ baja altura (Más de 225 KIAS y por debajo de 7000 pies)	MODO 3 Altitud Intermedia (Entre 7000 y 14000 pies)	MODO 4 Gran altitud (por encima de 14000 pies)
0,00	Manija de eyección accionada	IDEM	IDEM	IDEM
	Retracción del torso superior	IDEM	IDEM	IDEM
	Encendido del cartucho catapulta	IDEM	IDEM	IDEM
	Penetración de la cúpula	IDEM	IDEM	IDEM
0,13	Se proyecta el paracaídas extractor	IDEM	IDEM	IDEM
0,17	Recorrido completo de catapulta	IDEM	IDEM	IDEM
	Encendido de cohetes del respaldo del asiento.	IDEM	IDEM	IDEM
	Puesta en funcionamiento del impulsor y de los retardadores de 3,0;0,3 y 1,3 segundos	IDEM	IDEM	IDEM
	Válvula selectora de baja velocidad abierta	Válvula selectora de baja velocidad cerrada	IDEM	IDEM

Secuencias de tiempo del Asiento Eyectable (continuación)

Tiempo en seg.	MODO 1	MODO 2	MODO 3	MODO 4
0,26	Encendido del cohete del respaldo de asiento	IDEM	IDEM	IDEM
0,27	Liberación del paracaídas extractor activada	----	----	----
	Iniciador accionado por aneroide de 14000 pies armado y disparado	----	----	----
	Mecanismo de apertura del contenedor del paracaídas activado	----	----	----
0,37	Encendido del motor cohete WORD	----	----	----
0,44	Extinción de los cohetes derechos de respaldo de asiento	IDEM	IDEM	IDEM
0,51	Extinción cohetes izquierdos respaldo asiento	IDEM	IDEM	IDEM
0,54	Comienzo del despliegue del paracaídas	----	----	----
0,88	Extinción del motor WORD			
	Despliegue completo de paracaídas			
	Disparo de la granada expansora	----	----	----

Secuencias de tiempo del Asiento Eyectable (continuación)

Tiempo seg.	MODO 1	MODO 2	MODO 3	MODO 4
1,35	Disparo del retardador de 1,3 seg. la correa dispara el iniciador, libera el equipo de supervivencia y el piloto del asiento (Si cualquier componente en el modo de baja altitud falla, la secuencia continúa como en el Modo 2)	Disparo del retardador de 1,3 segundos Iniciador accionado por aneroide de 7000 pies armado Disparo del iniciador accionado por aneroide de 7000 pies. Liberación del paracaídas extractor activado Mecanismo de apertura del contenedor de paracaídas activado	IDEM IDEM	IDEM IDEM
1,37		El motor WORD se enciende		
1,75		Despliegue completo del paracaídas Disparo de la granada expansosora		
3,36		Disparo del iniciador de retardo de 3,0 seg. La correa dispara el iniciador, liberando del asiento al equipo de supervivencia y al piloto (Si cualquier componente en el Modo 2 (alta velocidad/baja altitud) fallara, la secuencia continúa como en el Modo 3)	Disparo del retardador de 3,0 seg. Liberación del paracaídas extractor. Motor WORD activado Iniciador accionado por aneroide de 14000 pies armado Disparo del iniciador accionado por aneroide de 14000 pies. Mecanismo de apertura del contenedor del paracaídas activado.	IDEM IDEM IDEM ---- ----

Secuencias de tiempo del Asiento Eyectable (continuación)

Tiempo en seg.	MODO 1	MODO 2	MODO 3	MODO 4
3,38			El cohete WORD se enciende Conienza el despliegue del paracaídas principal	IDEM Combinación asiento/piloto reorientada con el vector viento
3,60			Quemado completo del WORD Despliegue completo del paracaídas principal La correa libera el equipo de supervivencia y el equipo del asiento. Si cualquier componente en el Modo de altitud intermedia falla, la secuencia continuará como en la operación del Modo 2 cuando la combinación asiento/piloto (estabilizada por el paracaídas extractor) alcance los 7000 pies.	Paracaídas extractor no sale hasta que el asiento y piloto no desciendan por debajo de 14000 pies El iniciador accionado por aneroide de 14000 pies es disparado. Mecanismo de apertura del contenedor de paracaídas activado La correa libera el equipo de supervivencia y el piloto del asiento Encendido del motor WORD Despliegue del paracaídas principal Disparo de la granada expansora y el paracaídas principal se infla.

Secuencias de tiempo del Asiento Eyectable (continuación)

Tiempo en seg.	MODO 1	MODO 2	MODO 3	MODO 4
				Si cualquier componente en el modo gran altitud, fallara la secuencia continúa como en el Modo 2 cuando la combinación asiento/piloto (estabilizada por el paracaídas extractor) alcanza los 7000 pies

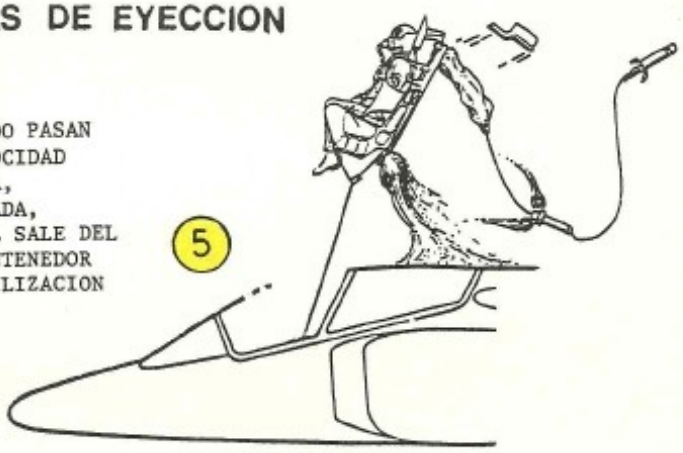
Selección del Modo Manual y Salida de emergencia a tierra

Si cualquier componente fallara durante cualquiera de los cuatro modos automáticos (Modos 1 al 4), el tripulante puede operar el sistema de separación manualmente. Al accionar el control de liberación de emergencia, el piloto dispara manualmente el iniciador de separación asiento/piloto y tiene lugar la siguiente secuencia:

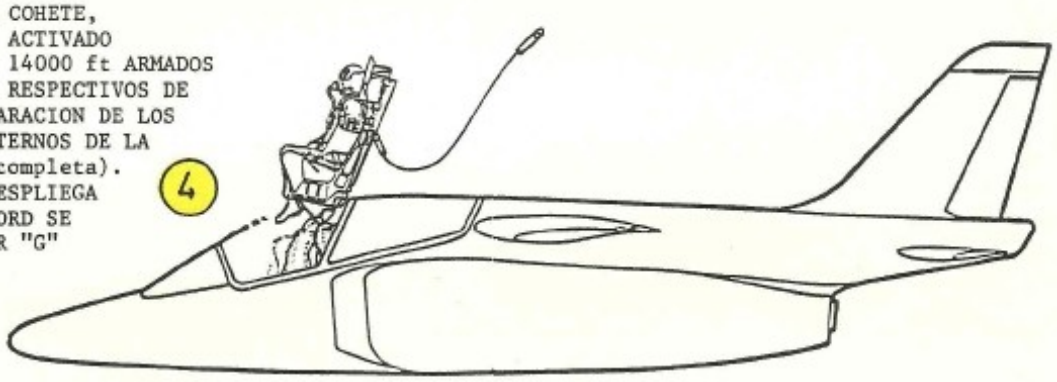
- Guillotina accionada cortando las correas del carretel de inercia
- Operación de liberación del paracaídas extractor/motor WORD
- Operación del mecanismo de disparo del contenedor del paracaídas
- El eje de liberación de la caja del asiento rota, liberando del asiento al equipo de supervivencia y al piloto.

Lo que resta de la secuencia será como en los otros modos de operación.

SECUENCIAS DE EYECCION



5) LOS GASES DEL INICIADOR DE 0.1 seg. DE RETARDO PASAN A TRAVES DE LA VALVULA SELECTORA DE BAJA VELOCIDAD (MODO 1), LIBERACION DEL DROGUE/WORD ACTIVADA, APERTURA DEL CONTENEDOR DEL PARACAIDAS ACTIVADA, ENCENDIDO DEL MOTOR WORD, PARACAIDAS PERSONAL SALE DEL CONTENEDOR, EL DROGUE SE DESPLIEGA DE SU CONTENEDOR SE TENSAN LAS LINEAS DART PARA PROVEER ESTABILIZACION LATERAL Y LONGITUDINAL.



4) ENCENDIDO DEL MOTOR COHETE, RETARDO DE 0.1 seg. ACTIVADO ANEROIDES DE 7000 y 14000 ft ARMADOS ACTUAN LOS RETARDOS RESPECTIVOS DE 1,2 y 3,0 seg.- SEPARACION DE LOS TUBOS INTERNOS Y EXTERNOS DE LA CATAPULTA (carrera completa). BRIDA DEL DART SE DESPLIEGA LIBREMENTE, MOTOR WORD SE ALINEA CON EL VECTOR "G"

3) SENSORES DE ALTITUD/VELOCIDAD ABREN LA VALVULA SELECTORA DE BAJA VELOCIDAD (MODO 1), COMIENZA A DESPLEGARSE LA BRIDA DEL DART, PROYECCION DEL DROGUE, LIBERACION DEL CABLE DE ARMADO DEL WORD, SE DESCONECTA LA PORCION PERSONAL Y SE ACTIVAN EL O_2 DE EMERGENCIA Y EL IFF.

2) PILOTO EN POSICION CORRECTA, CORREAS DE PIERNAS SE RETRAEN, IGNICION DEL CARTUCHO CATAPULTA, MOVIMIENTO INICIAL DE ASCENSO, RUPTURA DE CUPULA.

1) ACCIONAMIENTO DE LA MANIJA DE EYECCION, CARRETEL DE INERCIA INICIA LA RETRACCION DEL ARNES DE TORSO, SENSORES DE VELOCIDAD/ALTITUD ACTIVADOS.

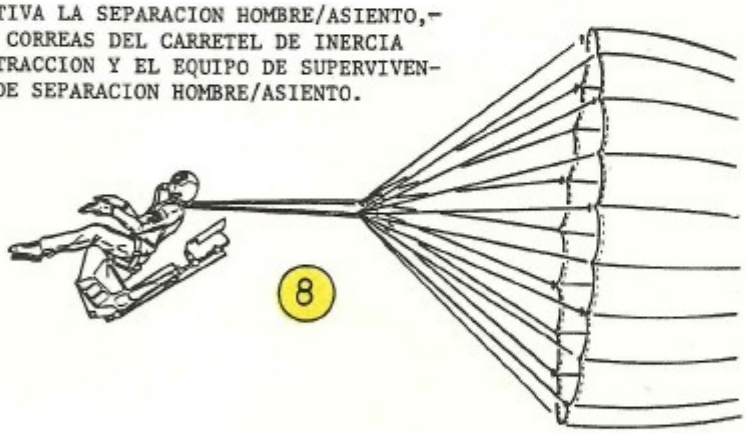
Figura 1-34

SECUENCIAS DE EYECCION (cont.)

6) FINALIZA LA ACCION DEL DART – SE APAGAN LOS COHETES – PARACAIDAS PERSONAL SE DESPLIEGA – SE EXTINGUE EL MOTOR WORD–

7) SE ACTIVA LA GRANADA EXPANSORA– COMIENZA EL INFLADO DE LA CUPULA– EL CONJUNTO HOMBRE/ASIENTO SE ALINEA CON EL VECTOR "RESISTENCIA" DEL PARACAIDAS.–

8) LA CORREA DE LIBERACION ACTIVA LA SEPARACION HOMBRE/ASIENTO,– LA GUILLOTINA SECCIONA LAS CORREAS DEL CARRETEL DE INERCIA LIBERANDO EL SISTEMA DE RETRACCION Y EL EQUIPO DE SUPERVIVENCIA. SE COMPLETA LA FASE DE SEPARACION HOMBRE/ASIENTO.



9) PARACAIDAS PERSONAL COMPLETAMENTE INFLADO,– PAQUETE DE SUPERVIVENCIA DESPLEGADO (si es accionado por el tripulante) – BALSA SALVAVIDAS SE DESPLIEGA Y SE INFLA – EQUIPO DE SUPERVIVENCIA SE DESPLIEGA – EL ASIENTO EYECTABLE CONTINUA CAYENDO LIBREMENTE.

Figura 1-34 (Cont.)

SISTEMA DE AIRE ACONDICIONADO Y PRESURIZACION

GENERALIDADES

Constituye un Sistema integrado, que aprovecha el mismo aire de climatización, para presurizar la Cabina. Esto significa que aún con el motor funcionando y con la Cúpula cerrada y trabada, mientras no se encienda el equipo de Aire Acondicionado, la cabina no presurizará.

El Sistema es alimentado por aire proveniente del compresor a través de los orificios de extracción de ALTA PRESION (AP) o de BAJA PRESION (BP). La selección de uno u otro es automática y dependerá de la presión y temperatura sensadas por un termostato y un detector de presión.

Estos sensores abren la llave del conducto de AP, toda vez que la temperatura sea inferior a 280ºC, o la presión sea inferior a 4,5 bar.

Normalmente, el aire que se utiliza en todas las condiciones de vuelo es el de BAJA PRESION. El de ALTA PRESION es selectado generalmente en tierra, hasta que la presión de extracción aumente lo suficiente para habilitar el conducto de BAJA PRESION (en vuelo, con empuje a pleno).

El circuito comprende

Una derivación que alimenta las entradas de aire al motor, para el deshielo de las mismas.

Una derivación para el sistema Anti-G e inflado de burletes de cabina.

Una derivación de regulación y corte, comandada por el Piloto.

Un venturi, cuya función es evitar un caudal de aire excesivo (restrictor).

Un conjunto de refrigeración compuesto por dos vías paralelas:

a) **Una vía directa**, a través de la cual el aire caliente es controlado por una válvula reguladora de temperatura que permite mantener la misma dentro de los valores prefijados por el Piloto.

b) **Una vía indirecta** (ciclo de refrigeración), donde el aire es refrigerado por un intercambiador doble (Aire/Aire) y por un Turbo-Compresor. La toma de Aire Exterior para alimentación del intercambiador se encuentra ubicada en la parte superior del fuselaje central, (a la altura de la raíz de ala derecha).

CONJUNTO DE REFRIGERACION

Antes de ser canalizado hacia la Cabina, el aire caliente de la Vía Directa y el aire frío del Ciclo de Refrigeración (vía indirecta) se mezclan y pasan a través de un separador de agua. Esta última será conducida hasta la entrada del Intercambiador e inyectada a través de un pulverizador, contribuyendo a la refrigeración.

La difusión del aire mezclado, se canaliza en las cabinas a través de orientadores ubicados en ambos puestos.

Para asegurar una correcta temperatura de Aire Acondicionado, cuando el avión está en tierra con el motor funcionando (rodaje o despegue), se incrementa la eficiencia del Intercambiador mediante una boquilla de eyección que impulsa el aire con mayor fuerza, mejorando de esta forma, la circulación.

La boquilla de eyección es alimentada por aire derivado de la válvula de corte, mientras que la circulación es controlada por un robinete eléctrico accionado automáticamente por una microllave ubicada en la pata de tren principal izquierdo.

En la ilustración del Sistema, se han omitido el robinete eléctrico y la microllave del tren, a fin de presentar un esquema simplificado y accesible.

VENTILACION DE EMERGENCIA

Este circuito funciona en forma independiente y consiste en una toma NACA de aire de impacto, ubicada en la parte delantera derecha de la nariz del avión, la que es utilizada para conducir el aire a través de la misma línea del desempañador del parabrisas.

El sistema es accionado por una válvula comandada desde ambas cabinas con prioridad a la llave del puesto trasero.(VENT EMG).

El sistema de Aire Acondicionado y Presurización está alimentado por 28 V de la BARRA DE CABINA.

El Control de Temperatura de Cabina y el Circuito de Ventilación **están alimentadas por 28 V CC de la BARRA ESENCIAL DE CC** y protegidos por los fusibles TEM CAB y VENT, ubicadas en el panel de fusibles de la cabina delantera.

SISTEMA DE AIRE ACONDICIONADO Y PRESURIZACION

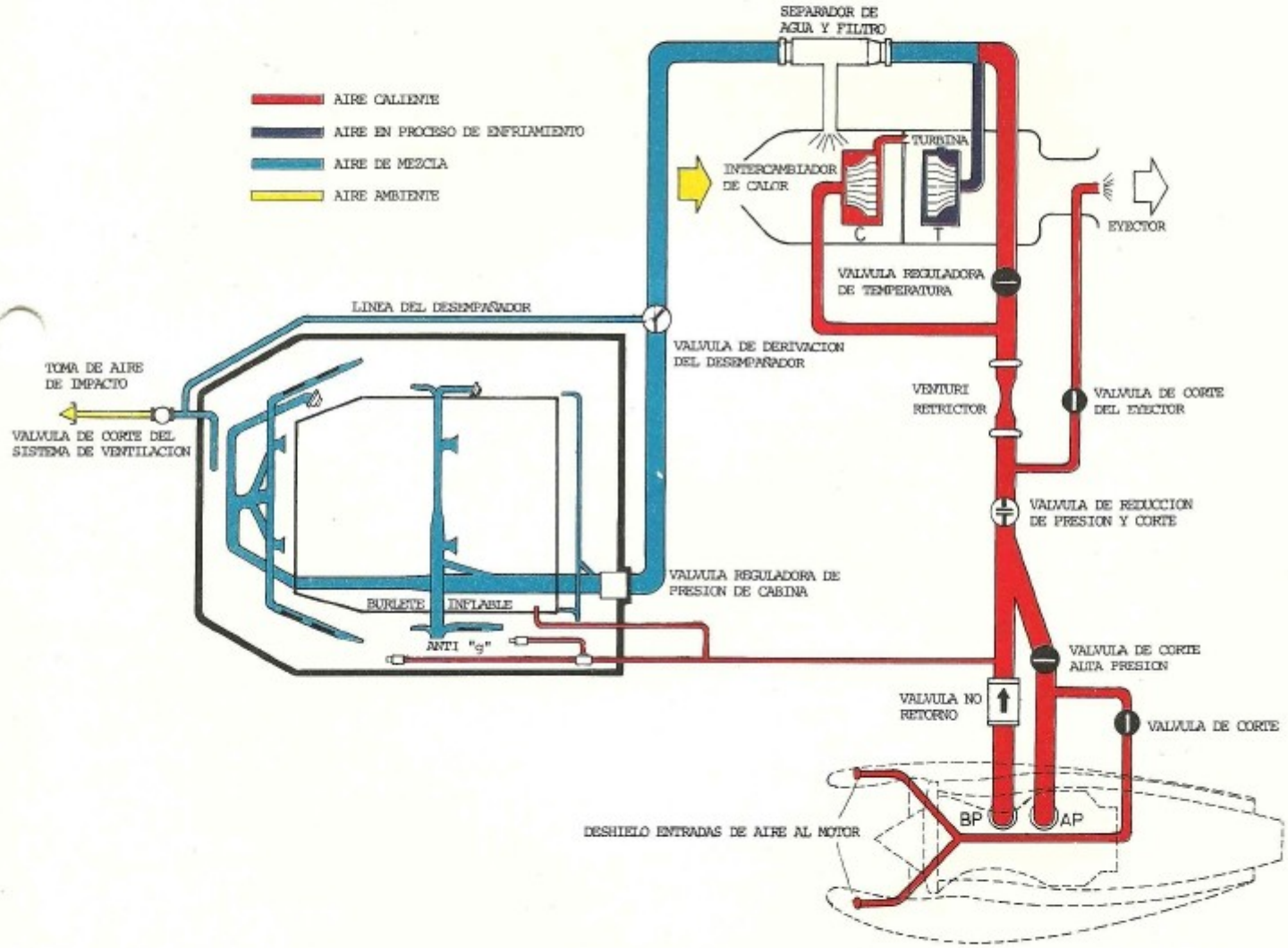
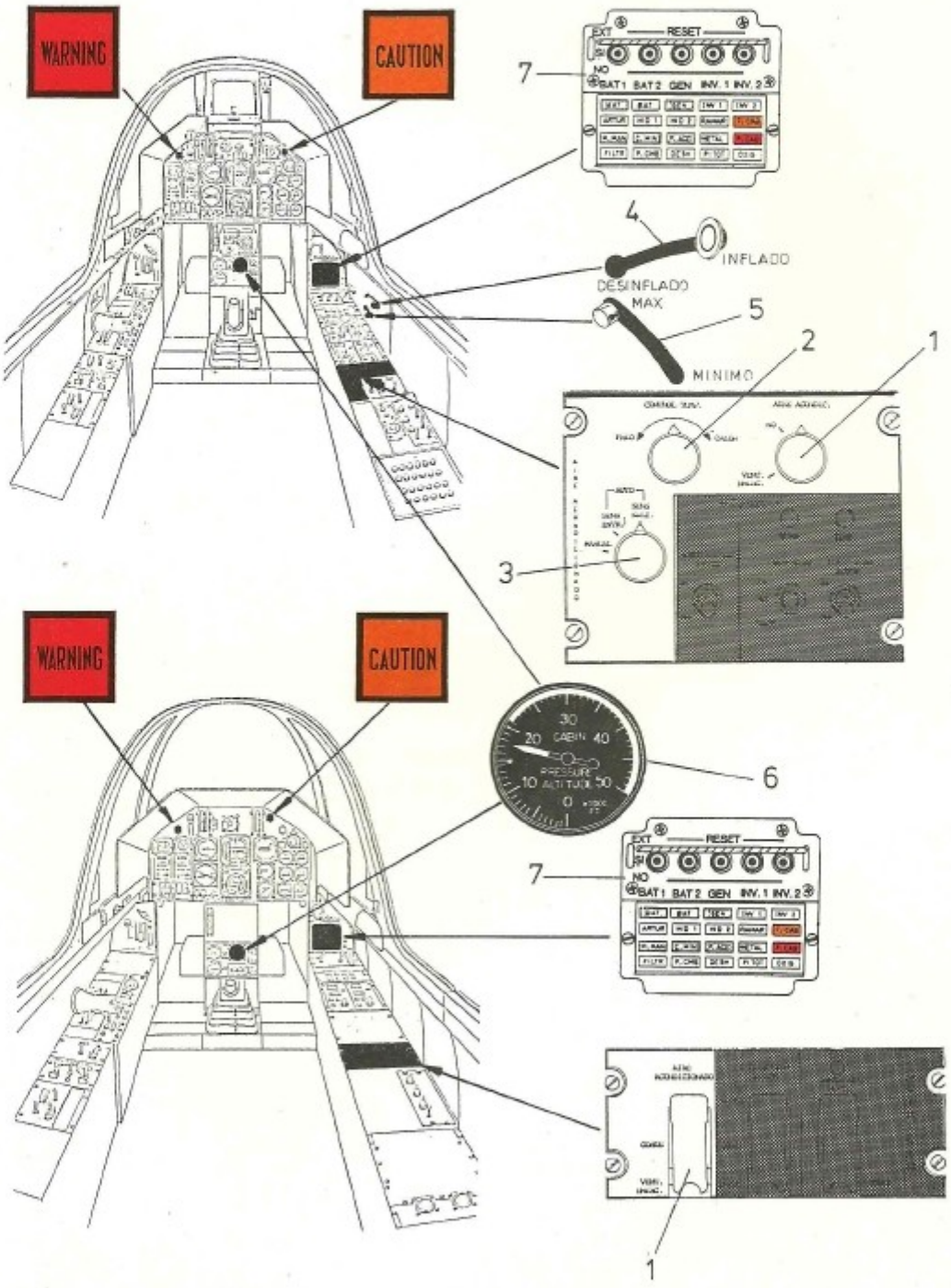


Figura 1-35

CONTROLES SISTEMA DE AIRE ACONDICIONADO Y PRESURIZACION



TOMA DE II

VALVULA I SISTEMA I

Figura 1-36

Item NQ	D E S I G N A C I O N	F U N C I O N
1	Llave general de Aire Acondicionado (Ambas cabinas)	En la posición AIRE ACONDICIONADO actúa sobre la Válvula Reductora de Presión y Corte, poniendo en funcionamiento el Sistema. En la posición Ventilación de Emergencia, habilita la entrada de aire de impacto, quedando el el sistema de A/A desenergizado. En la posición NO la válvula de Corte permanece cerrada, anulando todo el sistema. El puesto trasero dispone de una única llave de tres posiciones: Adelante (capuchón cerrado), la cabina delantera tiene el control del sistema. Medio (CORTE) cierra la válvula reguladora de presión y corte, inhabilitando todo el sistema. Atrás (VENT EMERG) Abre la entrada de aire de impacto.
2	Reóstato Selector de Temperatura (Solamente cabina delantera)	Actúa sobre el Control Electrónico de temperatura, dando una señal de referencia que, al ser comparada por un sensor, mantendrá la temperatura selectada, a través de la Válvula de Control. Dicha comparación de señales dependerá de la posición del Selector de Modo (Automático o Manual).
3	Selector de Modo (Solamente cabina delantera)	Posee tres posiciones: AUTO: SENSOR DE ENTRADA (se utiliza en tierra, con la cúpula abierta). SENSOR DE SALIDA (recomendado para vuelo)

Item Nº	D E S I G N A C I O N	F U N C I O N
		MANUAL - (recomendado cuando la función automática no es satisfactoria) En la posición AUTOMATICO habilita el Sensor de ENTRADA o SALIDA para que el valor selectado en el reóstato sea suficiente para mantener CONSTANTE LA TEMPERATURA DE CABINA, por más que se presenten cambios en las condiciones de vuelo. En la posición MANUAL, no compara la temperatura de los sensores de cabina, con la de la válvula de control y por consiguiente la temperatura de aire de salida de los difusores será siempre la selectada en el reóstato. La temperatura de cabina ya no será constante porque al cambiar las condiciones de vuelo, el valor anteriormente selectado puede resultar insuficiente o excesivo, debiéndose reposicionar el reóstato de acuerdo al nuevo requerimiento.
4	Palanca Inflado de Burletes (Solamente cabina delantera)	En la posición hacia atrás (INFLADO) y con la cúpula cerrada y trabada el burlete de hermetización es inflado con aire comprimido (pre-enfriado y con presión controlada). Siempre que la palanca esté en posición INFLADO, con sólo trabar o destrabar la cúpula, el burlete se inflará o desinflará automáticamente,(motor funcionando).

Item Nº	D E S I G N A C I O N	F U N C I O N
		Colocando la palanca en posición todo adelante(DESINFLADO), los burletes se desinflan a través de una válvula, aún estando la cúpula cerrada o trabada. En vuelo, será sencillo advertir que la cúpula no está herme tizada por el incremento de sonido del aire que fluye a través de la ranura existente entre el avión y el marco de cúpula.
5	Palanca del Desempañador (Solamente cabina delantera)	Opera sobre la Válvula de Derivación del Desempañador. En la posición todo adelante (máximo) abre completamente dicha válvula permitiendo un caudal máximo de Aire Caliente al parabrisas. En posición todo atrás (mínimo) la válvula se cierra casi totalmente y el flujo de Aire Caliente para desempañado será mínimo.
6	Altímetro de Cabina (Ambas cabinas)	Indica la altitud equivalente a la presión reinante en cabina. Unidad de medida: Pies(ft)x100 Rango: de 0 a 50.000 ft Mínima graduación de escala: 1000 ft.

Item Nº	D E S I G N A C I O N	F U N C I O N
7	Panel de Alarmas (Ambas cabinas)	Para el Sistema de Aire Acondicionado y Presurización posee dos luces: T CAB (ámbar): Se enciende toda vez que la temperatura de cabina supera los 90ºC P CAB (roja) : Se enciende cuando la altitud de presión de cabina supera los 21000ft (6800 m) o cuando la cúpula se encuentre destrabada con comando de empuje en posición SUPERIOR a REDUCIDO.

CONTROL DE PRESION DE CABINA

Con la cúpula cerrada y trabada, el motor funcionando y con el sistema de aire acondicionado operando normalmente, la cabina comienza a presurizarse desde una altitud de 6500 pies. La presión es mantenida por acción de una válvula reguladora de presión que controla la salida del flujo de aire desde la cabina.

Una válvula de seguridad es utilizada para evitar que se excedan los límites de presión diferencial positiva o negativa de la cabina por encima de los 330 ± 10 mbar y por debajo de los 25 mbar en caso de falla de la válvula reguladora de presión.

LEY DE CABINA

La presión dentro de la cabina es controlada por el Sistema de Control de Presión que depende de la presión estática externa. El sistema consiste en:

- Una válvula de control de presión.
- Una válvula de seguridad.
- Una llave presión-altitud de cabina.
- Un instrumento indicador-medidor de la presión de cabina.

La válvula de control de presión tiene las siguientes características:

- Entre altitudes de 0 a 2000 metros (6500 pies) la presión dentro de la cabina corresponde a la presión ambiente.

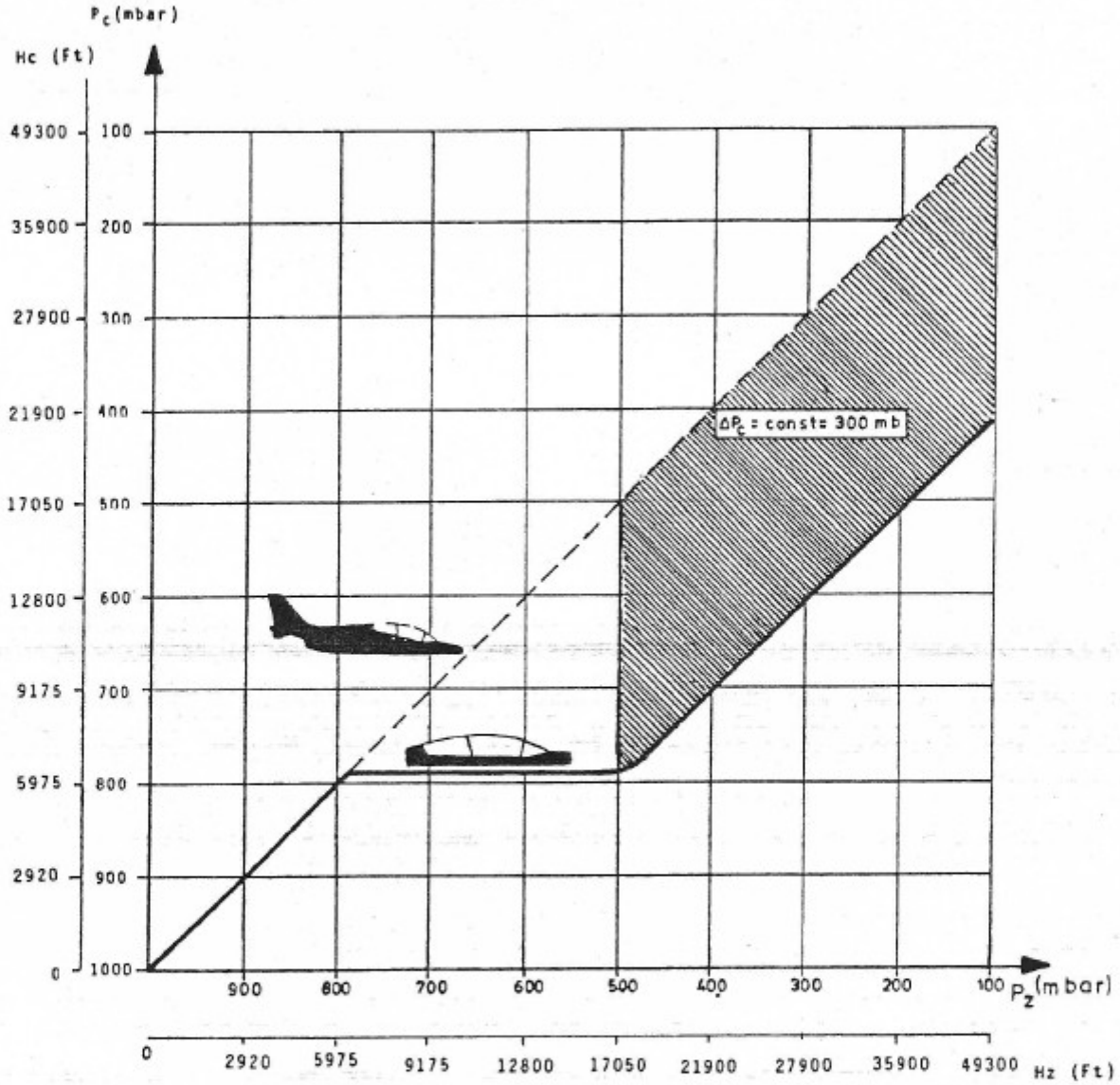
- Con altitudes superiores hasta aproximadamente 5600 m. (18000 pies) la presión dentro de la cabina corresponde a una altitud de 2000 m. (6500 pies).

- Por encima de los 5600 m. (18000 pies) la presión diferencial entre la cabina y la presión ambiente es de 300 mbar.

En caso de falla de control de presión diferencial de la válvula de control, la válvula de seguridad toma el control de la presión de cabina con lo cual, la presión diferencial es de aproximadamente 325 mbar.

La válvula de control de presión o la válvula de seguridad, previenen simultáneamente una reducción de la presión de cabina por debajo de los valores de la presión ambiente (como por ejemplo, durante un descenso rápido).

LEY DE CABINA



H_Z - ALTITUD (Ft)

P_Z - PRESION AMBIENTE (mbar)

P_C - PRESION DE CABINA (mbar)

H_C - ALTITUD DE CABINA (Ft)

Figura 1-37

Una válvula de alivio independiente, asegura que la presión de cabina no exceda los límites y libera la presión residual de la misma antes que se destrabe la cúpula.

SISTEMA ANTIHIELO

Comprende tres subsistemas:

1 - Sistema antihielo de parabrisas (eléctrico)

2 - Sistema de deshielo de entradas de aire al motor (electro-neumático)

3 - Calefacción pitot (eléctrico) - (Detallado en la parte correspondiente al Sistema Anemométrico)

SISTEMA ANTIHIELO DE PARABRISAS

El parabrisas puede ser calentado eléctricamente para evitar la formación de hielo o el empañamiento. El calentamiento se efectúa por medio de elementos calefactores colocados entre las capas del parabrisas.

Hay probetas instaladas para controlar la temperatura a través de termistores reguladores. Estos termistores regulan la temperatura dentro de un rango deseado y cortan la calefacción cuando se alcanzan los 29ºC ± 2.5ºC, se vuelve a conectar cuando la temperatura ha bajado hasta los 19ºC ± 0.5ºC.

Controles del sistema antihielo de parabrisas

Los controles para el sistema están ubicados en la consola derecha de la cabina delantera y consisten en:una llave marcada TEMP. PARABRISAS con las posiciones SI-NO-TEST, ubicada en el panel de aire acondicionado; y una luz de ALARMA.

En la posición TEST controla el correcto funcionamiento de la unidad electrónica y del sensor de sobretemperatura (luz alarma parpadea durante 3 segundos) si se prende en forma fija, indicará anormalidad.

Luz de alarma de sobretemperatura

Esta luz de color ámbar se enciende cuando falla alguno de los termistores reguladores y la temperatura del parabrisas alcanza el punto máximo 47ºC. En ese caso, deberá desconectarse el sistema.

NOTA

El compás magnético (brújula) puede desviarse considerablemente durante los ciclos de anti-hielo del parabrisas.

SISTEMA DE DESHIELO ENTRADAS DE AIRE AL MOTOR

Este sistema de deshielo es operado neumáticamente, utilizando aire del orificio de alta presión del compresor.

El control y la regulación del sistema es electro-neumático y consta de los siguientes elementos:

- Válvula de control y corte.
- Limitador de flujo.
- Sensor de temperatura.
- Dos sensores de sobretemperatura (uno en cada entrada de aire).
- Dos sensores de baja temperatura (uno en cada entrada de aire).
- Luces de control y alarma.
- Llaves para conexión/desconexión.

La temperatura de los bordes de la toma de aire es regulada neumáticamente en una gama de 105ºC ± 10ºC.Las luces de control y alarma se encienden cuando la temperatura está baja (10ºC ± 2,2ºC) y cuando está alta (130ºC ± 2,8ºC).

Controles e indicadores del sistema de deshielo de las tomas de aire al motor

Llave del sistema de deshielo:

La llave del sistema de deshielo marcada TOMAS DE AIRE MOTOR, está ubicada en el panel de aire acondicionado de la cabina delantera. Tiene dos posiciones: SI-NO. En la cabina trasera hay una llave protegida por un capuchón, de dos posiciones para el control del sistema de deshielo, esa llave tiene las siguientes funciones

- Posición hacia adelante, capuchón cerrado: la cabina delantera tiene prioridad en el control del sistema.

- Posición hacia atrás, capuchón abierto, marca CORTE: la válvula de corte está cerrada, el sistema de deshielo está inoperativo.

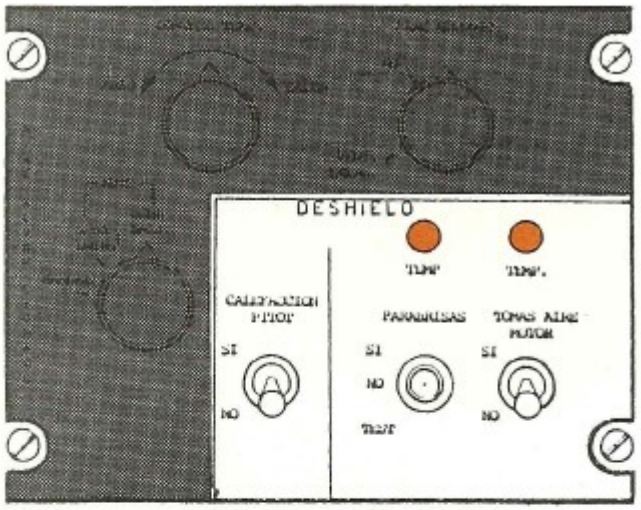
Luz de alarma de deshielo

Luz de color ámbar, DESH en el panel de Alarmas, ambos puestos se enciende cada vez que el sensor de alta temperatura en el borde de entrada de la toma de aire, detecta una temperatura de 130ºC ± 2,8ºC.

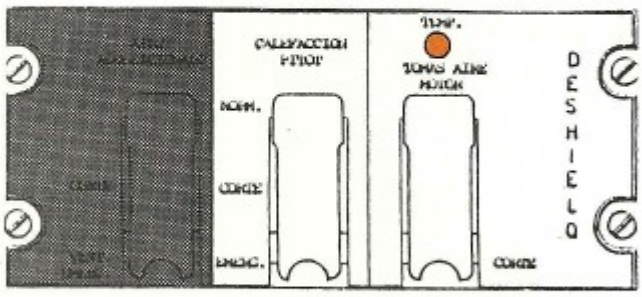
Luz de control de deshielo

Luz de color ámbar, delante de la llave de control de deshielo, se enciende **en forma permanente** cuando el sensor de baja temperatura inferior o igual a 10ºC ± 2,2ºC, se encenderá **en forma intermitente** cuando el sensor detecte 130ºC ± 2,8ºC.

CONTROLES DEL SISTEMA ANTIHIELO



Cabina Delantera



Cabina Trasera

Figura 1-38

EQUIPOS VARIOS

SISTEMAS DE ALARMA

Luces de Alarma/Precaución y sistema de alarma audible

El sistema de luces de ALARMA/PRECAUCION y alarma audible consiste en: una luz maestra de ALARMA (roja), una luz maestra de PRECAUCION (ámbar) y una alarma audible, así como una serie de luces de alarma (rojas) y de precaución (ámbar), ubicadas en el panel de alarmas.

El sistema de alarma de la cabina delantera **es alimentado por 28 VCC de la BARRA DE CABINA** y está protegido por el fusible PANEL ALARM, ubicado en el panel de fusibles de la cabina delantera. **El de la cabina trasera es alimentado por 28 Volts de la** BARRA ESENCIAL de CC.

Panel de Alarmas

Este panel ubicado en el tablero inferior derecho de ambas cabinas, contiene ocho luces de alarma de color rojo y doce luces de precaución de color ámbar. Las luces de alarma rojas se encienden si la falla de un sistema puede conducir a condiciones de vuelo inseguro. Las luces de precaución de color ámbar se encienden si la falla de un sistema requiere una medida correctiva.

Las luces de alarma y precaución permanecen encendidas hasta que el mal funcionamiento o la falla en el sistema indicado haya sido eliminado.

El funcionamiento incorrecto o una falla en los siguientes sistemas es indicado por una luz de ALARMA de color rojo:

- BAT 1 - BAT 2 - GEN - M.MAN - C.MIN - P.ACEI -

- METAL - P.CAB -

El funcionamiento incorrecto o una falla en los siguientes sistemas es indicado por una luz de precaución de color ámbar:

- INV 1 - INV 2 - PITOT - ARTHUR - HID 1 - HID 2 -

- RAM AIR - T.CAB - FILTR - P.CMB - DESH - OXIG

Las causas por las que se encienden cada una de ellas se describen en esta Sección, conjuntamente con los respectivos Sistemas, con excepción del Sistema de Oxígeno, descripto en la Sección IV (EQUIPAMIENTO AUXILIAR).

Luz maestra de ALARMA (WARNING)

La luz maestra de Alarma (roja) está ubicada en la parte izquierda del panel central de instrumentos de ambas cabinas; se enciende en ambas cabinas para alertar a los dos tripulantes de que se ha encendido alguno de los módulos rojos en el panel de alarmas. Simultáneamente, ambos tripulantes escucharán la alarma audible en sus auriculares. (Si ha sido previamente conectada en las cabinas respectivas).

La luz maestra de ALARMA y la alarma audible pueden ser apagadas oprimiendo la luz maestra de ALARMA en alguna de las cabinas, reposicionando el sistema para que puedan supervisarse las demás luces de peligro del panel, en caso de que se presente algún otro mal funcionamiento. La luz roja de ALARMA en el panel de módulos, en cambio, permanecerá encendida hasta tanto no se solucione la falla en el sistema indicado.

Luz maestra de PRECAUCION (CAUTION)

La luz maestra de PRECAUCION (ámbar) está ubicada en la parte derecha del panel central de instrumentos de ambas cabinas, se enciende en ambas cabinas para alertar a los dos tripulantes que se ha encendido algunos de los módulos ámbar en el panel de alarmas.

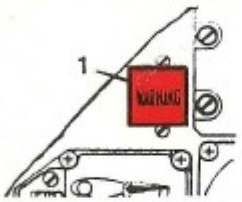
La luz maestra de PRECAUCION puede ser apagada presionándola en cualquiera de las cabinas, reposicionando el sistema para que puedan supervisarse las demás luces de precaución del panel en caso de que se presente algún otro mal funcionamiento. No obstante, la luz ámbar del sistema en falla, en el panel de alarmas permanecerá encendida hasta que se solucione la anormalidad.

Alarma audible

Una alarma audible se escuchará en los auriculares de los 2 tripulantes, tan pronto como se encienda la luz maestra de ALARMA, junto con cualquiera de las otras luces de alarma del panel, como así también cuando se encienda la luz de precaución ámbar marcada OXIG en combinación con la luz maestra de PRECAUCION (color ámbar). Asimismo, se escuchará la alarma audible al detectar una condición insegura en el tren de aterrizaje. (NO trabado abajo con velocidad inferior a 140 Kts y comando de empuje en REDUCIDO)

CONTROLES E INDICADORES DEL SISTEMA DE LUCES DE PELIGRO/PRECAUCION Y ALARMA AUDIBLE

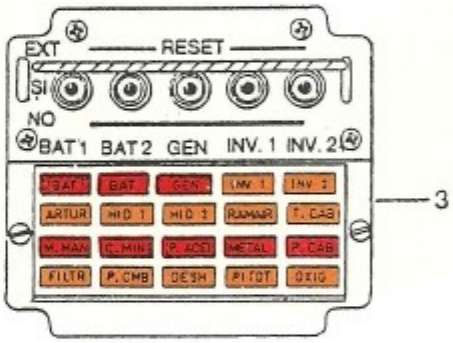
Lado izquierdo



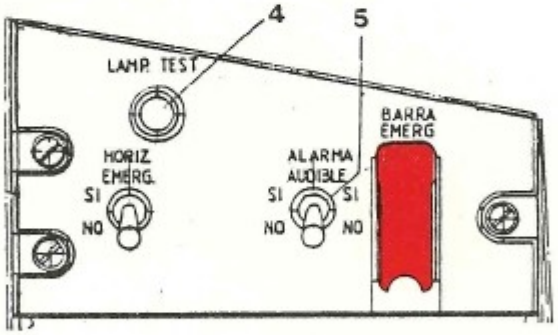
Tablero de instrumentos
(ambas cabinas)

Lado derecho

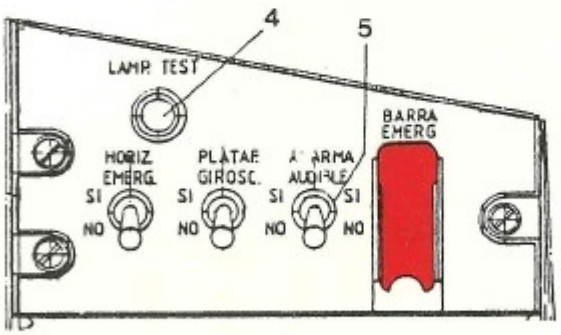
Tablero inferior derecho
(ambas cabinas)



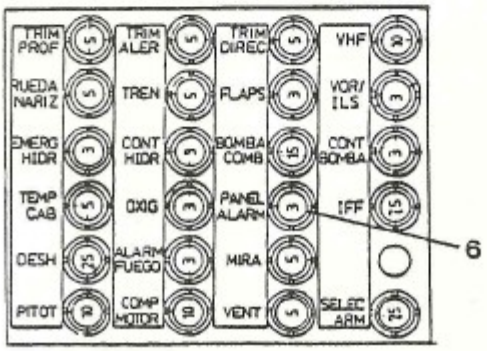
Consola derecha (cabina trasera)



Consola derecha (cabina delantera)



Panel de fusibles (cabina delantera)



1 Luz maestra de PELIGRO
2 Luz maestra de PRECAUCION
3 Panel de alarmas
4 Botón LAMP TEST
5 Interruptor ALARMA AUDIBLE
6 Fusible PANEL ALARM

Figura 1-39

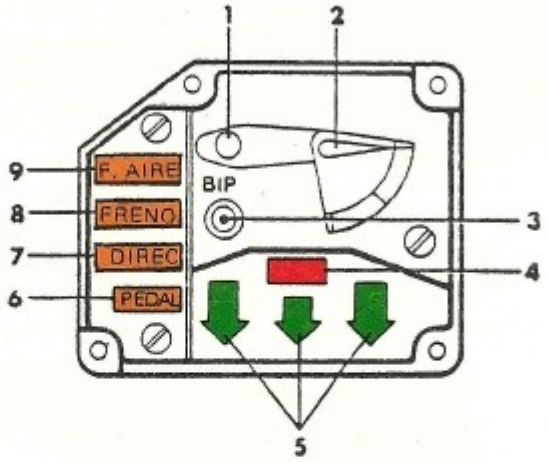
PANEL DE CONFIGURACION

Un panel de configuración, ubicado en la parte izquierda del tablero central de instrumentos de ambas cabinas, sirve para indicar la condición de los siguientes sistemas:

- Tren de aterrizaje
- Flaps
- Frenos de las ruedas
- Sistema Direccional de la rueda delantera (si está instalado)
- Escalón

Las distintas indicaciones del panel de configuración se describen en esta Sección, conjuntamente con los sistemas a los cuales pertenecen.

PANEL DE CONFIGURACION



1 Luz de flaps de ala
2 Indicador de posición de flaps
3 Botón BIP
4 Luz de advertencia puertas del tren destrabadas
5 Luces indicadoras de posición del tren
6 Luz escalón (PEDAL)
7 Luz del Sistema Direccional de la rueda delantera (DIREC)
8 Luz de freno (FRENO)
9 Luz de frenos aerodinámicos (F.AIRE)

Figura 1-40

Llave de control de alarma audible

Una llave de control marcada ALARMA AUDIBLE, está ubicada en la consola lateral derecha de ambas cabinas, tiene dos posiciones marcadas SI (conectada) y NO (desconectada) y se utiliza para desconectar en forma permanente el sistema de alarma audible en la cabina respectiva.

Botón LAMP TEST

Un botón marcado LAMP TEST, ubicado en la consola lateral derecha de ambas cabinas, se utiliza para verificar todas las luces de alarma, como también la alarma audible en ambos puestos, para ello hay que presionar el botón LAMP TEST en cualquiera de las cabinas.

SISTEMA CONTROL DE FATIGA DEL AVION

El sistema de fatigómetro mide y registra la aceleración vertical a la cual se ha sometido al avión durante la totalidad de las horas de vuelo, presentando así datos confiables para evaluar la fatiga del material y la vida útil que eso origine.

El sistema consiste en un acelerómetro, ubicado en el compartimiento del simulador de esfuerzos de comando (CFV) y un registrador, instalado en el compartimiento de equipos de comunicaciones.

El sistema de fatigómetro es alimentado por 28 VCC de la BARRA ESENCIAL DE CC. El sistema es activado tan pronto como se conecte la alimentación eléctrica al avión.

ESPEJOS RETROVISORES

Hay dos espejos retrovisores, instalados en la parte delantera del marco de la cúpula y uno instalado en la parte central del marco de la cabina trasera. Los espejos son ajustables en dos ejes.

PORTAMAPAS

Dos portamapas, ubicados en el extremo trasero de las consolas izquierda y derecha de ambas cabinas, se utilizan para guardar mapas y listas de control.

CAPOTA PARA VUELO INSTRUMENTAL SIMULADO

La capota puede ser instalada en la cabina trasera, para adiestramiento de vuelo por instrumentos.

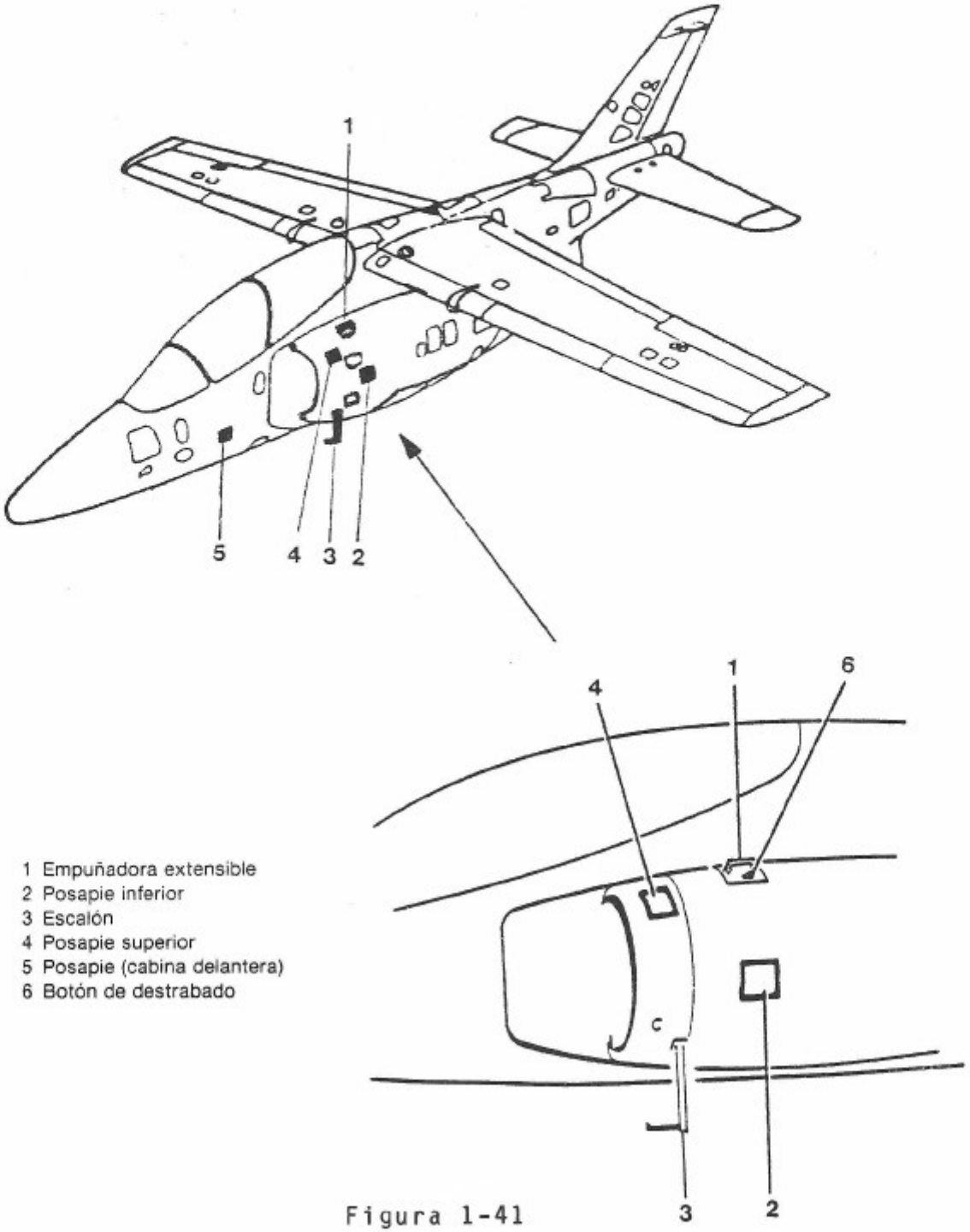
POSAPIES Y ESCALONES

Tres posapiés y un escalón rebatible están ubicados en el exterior del fuselaje, en el lado izquierdo, por debajo de las cabinas delantera y trasera.(Ver Fig. 1-41).

Los posapiés se mantienen cerrados por resortes y se abren hacia adentro al colocar el pie; hay un posapié instalado para el acceso a la cabina delantera y dos para el acceso a la cabina trasera.

El escalón, ubicado en la parte inferior de la entrada de aire izquierda del motor, puede ser extendido empujándose la tapa del posapié manualmente hacia adentro, haciendo que el escalón se deslice hacia abajo y se despliegue automáticamente. Una luz ámbar marcada PEDAL, ubicada en el panel de configuración de ambas cabinas se enciende cada vez que el escalón no está arriba y trabado. Una empuñadura extensible para subir al avión, ubicada por encima de la entrada de aire izquierda, se mantiene cerrada por un resorte y puede ser extendida presionando el botón de destrabado.

POSAPIES Y ESCALONES



1 Empuñadora extensible
2 Posapie inferior
3 Escalón
4 Posapie superior
5 Posapie (cabina delantera)
6 Botón de destrabado

Figura 1-41

CUPULA

Las cabinas delantera y trasera están cubiertas por una cúpula transparente de una sola pieza.

Las trabas ubicadas a lo largo del borde inferior del marco de la cúpula se introducen en las tomas del perfil de cierre de cabina, fijando la cúpula al fuselaje.

Estando la cúpula cerrada y trabada, con el motor en marcha, se hermetiza la cabina mediante un burlete inflable, instalado a lo largo del borde del marco de la cúpula, permitiendo la presurización de la misma.

La apertura y cierre de la cúpula se efecúa mediante una actuador operado en forma manual o eléctrica y que puede ser trabado manualmente desde adentro o desde afuera de las cabinas.

Para evacuación de emergencia, hay un sistema de fragilización de cúpula.

Controles interiores

Hay una llave de control interior para accionamiento de la cúpula. Esta llave de control marcada CUPULA, está ubicada en un espacio en el lateral izquierdo de la cabina delantera. La llave de control es mantenida en posición neutra por medio de un resorte, tiene además las posiciones marcadas ABRIR y CERRAR y **está alimentada por 28 VCC de la BARRA de BATERIA 2**, esto permite abrir y cerrar la cúpula a pesar que la llave de batería esté en posición NO.

Manija de control interior

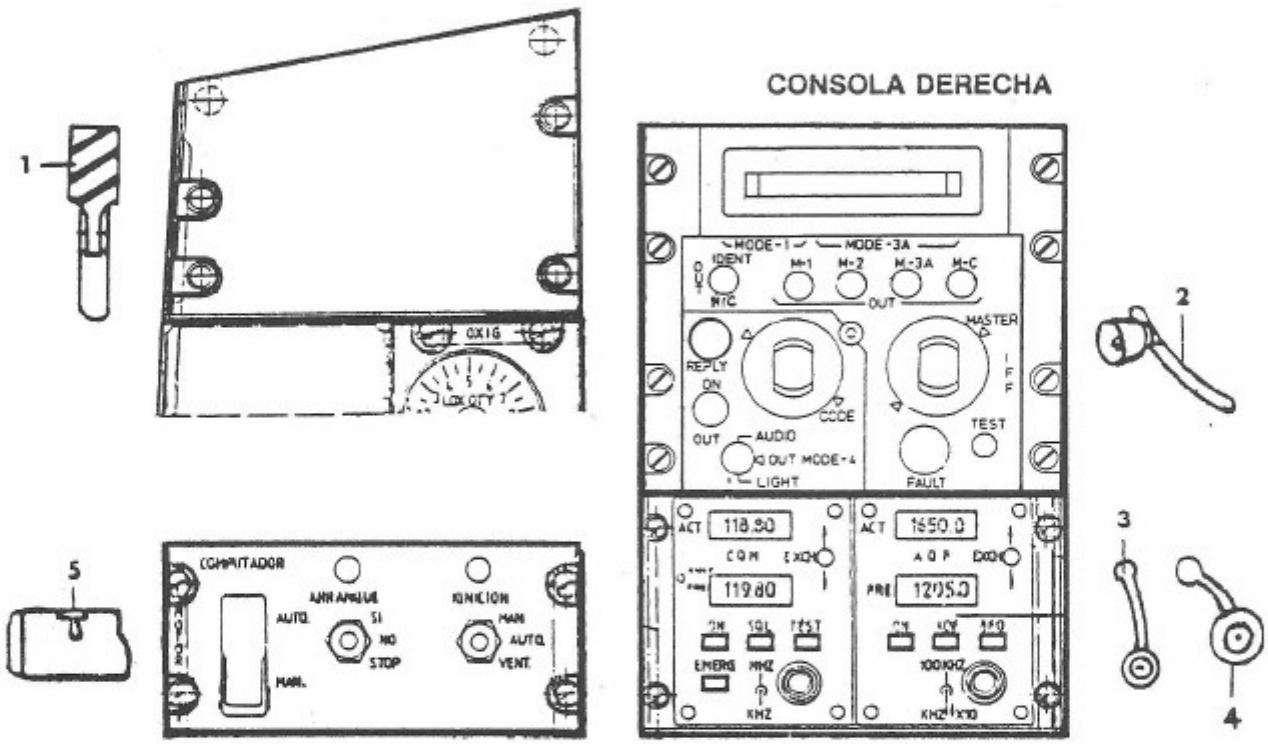
Esta manija, ubicada en el lateral derecho de la cabina delantera, permite trabar y destrabar la cúpula cuando la misma está cerrada.

La manija, marcada CUPULA, tiene dos posiciones, TRABADA y DESTRABADA. El burlete de cúpula es inflado automáticamente cuando la manija está en posición TRABADA, siempre que la cúpula esté cerrada y el motor en marcha.

Burlete de hermetización

El burlete de hermetización puede ser desinflado sin destrabar la cúpula, colocando la palanca marcada BURLETE CABINA en posición DESINFLADO.

CONTROLES INTERIORES PARA EL ACCIONAMIENTO DE CUPULA



1 Manija de fragilización (ambas cabinas)
2 Palanca de traba de cúpula
3 Palanca del desempañador
4 Palanca del burlete inflable
5 Interruptor de accionamiento de cúpula
6 Comando manual

Figura 1-42

Comando manual interior

En caso de falla del circuito de accionamiento eléctrico de la cúpula, hay un accionamiento manual ubicado en la parte trasera de la consola izquierda de la cabina delantera, para abrir o cerrar la cúpula en forma manual.

Una manivela colocada en su alojamiento, se encuentra directamente encima del accionamiento manual de la cúpula. La manivela debe ser insertada en el orificio de sección cuadrada del accionamiento y girada en sentido horario para ABRIR o en sentido antihorario para CERRAR la cúpula.

Luz de alarma de presión de cabina

La luz roja P.CAB., del panel de alarmas se enciende cada vez que la cúpula no está cerrada y trabada o cuando la presión de cabina es inferior a la presión equivalente a 22.000 pies.

CONTROLES EXTERIORES

Llave de exterior de apertura y cierre

Para abrir o cerrar la cúpula desde el exterior se utiliza una llave de control alojada en el compartimento próximo al escalón y está conectada en paralelo con la llave interior de accionamiento de cúpula. Mantiene una posición neutral por resorte moviéndose manualmente hacia las marcas ABRIR-CERRAR.

Manija exterior de traba

El trabado y destrabado desde afuera de la cabina, con la cúpula cerrada, es efectuado por una manija que se encuentra en el costado izquierdo del fuselaje. En su posición normal, está al ras con la superficie del recubrimiento del fuselaje.

Al presionar el botón de retención de la manija, marcado PRESS, la misma salta hacia afuera hasta aproximadamente 50 mm. Girando la manija en sentido horario unos 90 grados, se produce el destrabado de la cúpula.

Para trabar la cúpula, la manija debe ser girada en sentido antihorario, empujando hacia adentro hasta enganchar la traba de retención. En esta posición se anula la llave exterior de apertura y cierre por medio de una microllave.

NOTA

Si la manija exterior de traba está en la posición "trabado" la cúpula no podrá ser abierta ni cerrada por medio de la llave exterior.

Comando manual exterior

Para abrir o cerrar la cúpula en forma manual desde el exterior, se inserta un accionador a manivela con encastre de sección cuadrada en el alojamiento que se encuentra en el fuselaje izquierdo, debajo de la cabina delantera. Este accionador a manivela, está conectado mecánicamente con el accionamiento manual interior de la cúpula y se gira en sentido antihorario para cerrar o en sentido horario para abrir.

Sistema de fragilización

La cúpula está equipada con un sistema de fragilización que funciona en base a un cordón detonante, ubicado a lo largo del marco de la cúpula, en la superficie transparente de la misma. Al activar el cordón se corta el acrílico a lo largo del marco. De esa forma se facilita la operación de rescate o la evacuación de emergencia en tierra. Hay una protección para disminuir la cantidad de partículas lanzadas al interior de las cabinas después del disparo.

Palanca de fragilización

La palanca de fragilización, marcada FRAGILIZ.CUPULA, ubicada en el perfil de cierre de cabinas (delantera y trasera), está asegurada al mismo por medio de un alambre de seguridad. Para activar el sistema de fragilización, la palanca debe ser movida hasta cortar el alambre de seguridad y luego accionada hacia atrás (individualmente para cada cabina).

Manijas exteriores de fragilización

A cada lado de la sección delantera del fuselaje, delante del parabrisas, hay una manija de fragilización. Las manijas están alojadas en pequeños compartimentos cubiertos por ventanillas plásticas y marcadas FRAGILIZ.CUPULA. Rompiendo la ventanilla y tirando de la manija hasta su tope, se activa el sistema de fragilización (conjuntamente para ambas cabinas).

PELIGRO

AL TIRAR DE LA MANIJA DE FRAGILIZACION, MIRAR HACIA LA DIRECCION DE VUELO: NINGUN PERSONAL DEBERA ESTAR EN LAS CERCANIAS DEL MARCO DE LA CUPULA, PARA EVITAR POSIBLES HERIDAS. LAS PARTICULAS DE ACRILICO ALCANZARAN UN RADIO DE APROXIMADAMENTE 3 m. ALREDEDOR DE LA CABINA.

COMANDOS EXTERIORES PARA EL ACCIONAMIENTO DE CUPULA

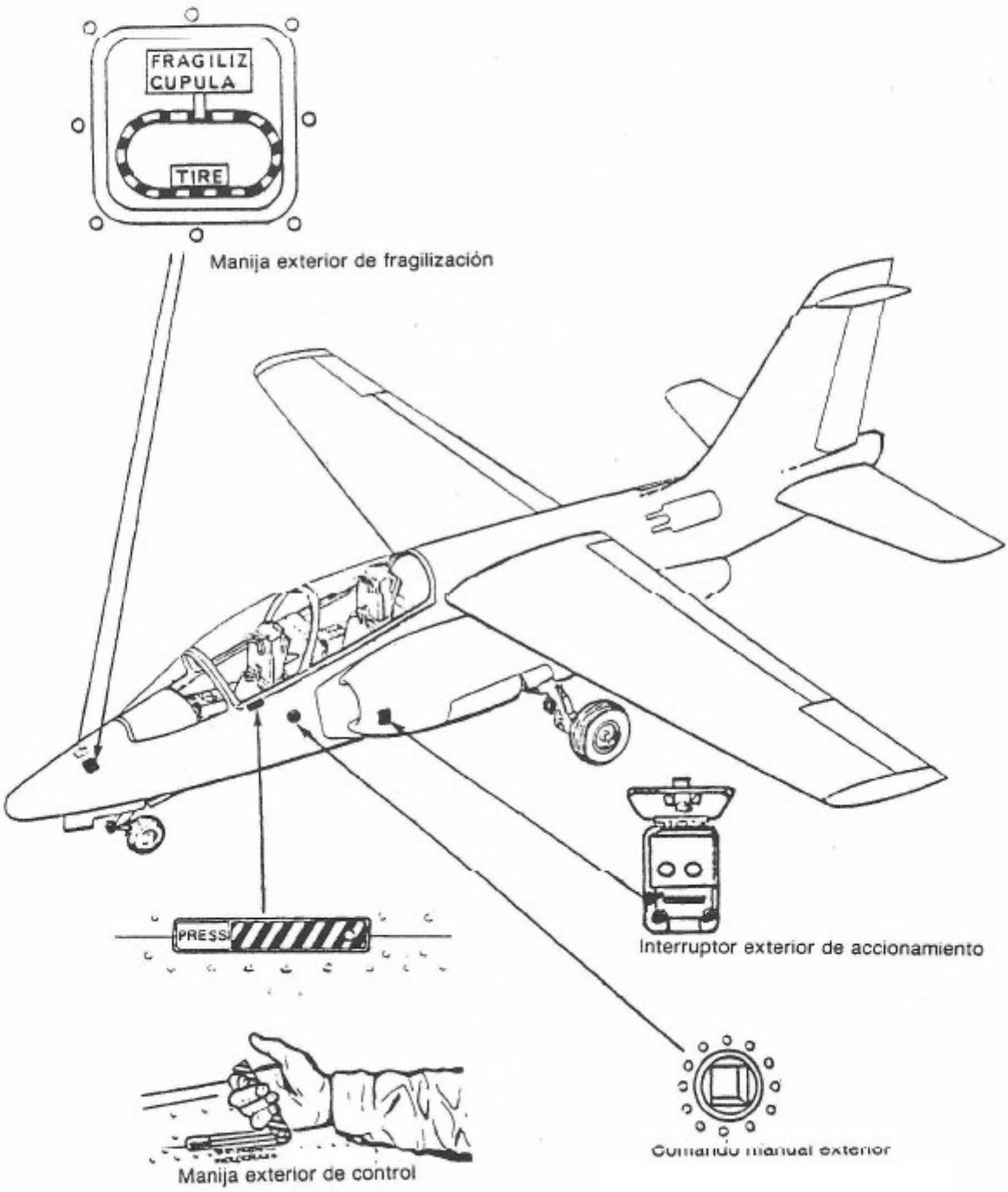


Figura 1-43

SECCION II

PROCEDIMIENTOS NORMALES

CONTENIDO	PAGINA
INSPECCION PREVIA AL VUELO	2-1
ANTES DE LA INSPECCION EXTERIOR	2-1
INSPECCION EXTERIOR	2-1
INSPECCION DE CABINA TRASERA	2-8
ANTES DE LA INSPECCION INTERIOR	2-10
INSPECCION INTERIOR	2-11
ANTES DE LA PUESTA EN MARCHA	2-13
PUESTA EN MARCHA EN TIERRA-MODO NORMAL	2-15
PUESTA EN MARCHA AUTONOMA	2-17
DESPUES DE LA PUESTA EN MARCHA	2-18
INSPECCION DEL REGULADOR MANUAL DE COMBUSTIBLE	2-19
INCIDENTES EN LA PUESTA EN MARCHA	2-20
PARA CANCELAR LA PUESTA EN MARCHA	2-20
PUESTA EN MARCHA EN TIERRA - MODO MANUAL	2-21
VENTILACION DEL MOTOR	2-23
ANTES DEL RODAJE	2-24
RODAJE	2-26
CONTROL DE 90º	2-26
CONTROL DE ALINEACION	2-27
DESPEGUE	2-29
TECNICA DEL DESPEGUE	2-29
DESPEGUE CON VIENTO CRUZADO	2-30
DESPEGUE NORMAL	2-30
ASCENSO	2-30
CRUCERO	2-32
CARACTERISTICAS DE VUELO	2-32
DESCENSO OPERATIVO	2-32
DESCENSO DE MAXIMO ALCANCE	2-33
ANTES DEL ATERRIZAJE	2-33
ATERRIZAJE	2-33
TECNICA DEL ATERRIZAJE	2-34
ATERRIZAJE CON VIENTO CRUZADO	2-34
ATERRIZAJE SOBRE PISTA RESBALADIZA	2-35

CONTENIDO PAGINA

CIRCUITO DE ATERRIZAJE (Típico) 2-35
OPUESTA INICIAL 2-35
VOLCADA 2-35
INICIAL 2-35
BASICA 2-36
APROXIMACION FINAL 2-36
DESPUES DEL TOQUE 2-36
VUELTA DE PISTA 2-38
DESPUES DEL ATERRIZAJE 2-40
DETENCION DEL MOTOR 2-41

INDICE DE FIGURAS

FIGURA	TITULO	PAGINA
2-1	INSPECCION EXTERIOR	2-1
2-2	ZONAS PELIGROSAS	2-14
2-3	RADIO DE VIRAJE EN TIERRA	2-25
2-4	N_1 RPM EN FUNCION DE LA TEMPERATURA DE AIRE EXTERIOR Y DE LA ALTITUD DE PRESION	2-28
2-5	CIRCUITO DE DESPEGUE (Típico)	2-31
2-6	ATERRIZAJE (Típico)	2-37
2-7	VUELTA DE PISTA (Típica)	2-39

INSPECCION PREVIA AL VUELO

ANTES DE LA INSPECCION EXTERIOR

1.	Planilla FAA 101, 102 y 103	- Controlar
2.	Cúpula	- Destrabar y abrir
3.	Escalón	- Abajo
4.	Pernos de seguridad del asiento eyectable	- Colocados
5.	Freno de estacionamiento	- Colocado

INSPECCION EXTERIOR

La inspección exterior por parte de la tripulación, se efectúa para verificar el estado del avión con respecto a su condición general y deberá ser efectuada de acuerdo a lo mostrado en la Figura 2-1.

Los siguientes items deberán ser verificados cuidadosamente:

- Fisuras, abolladuras, elementos de sujeción sueltos o daños en cualquiera de las superficies.
- Pérdidas de combustible, aceite o líquido hidráulico.
- Seguridad de las puertas de acceso, paneles y tapas de combustible.
- Pernos de seguridad en tierra,cubiertas de protección y fundas: Quitar

INSPECCION EXTERIOR

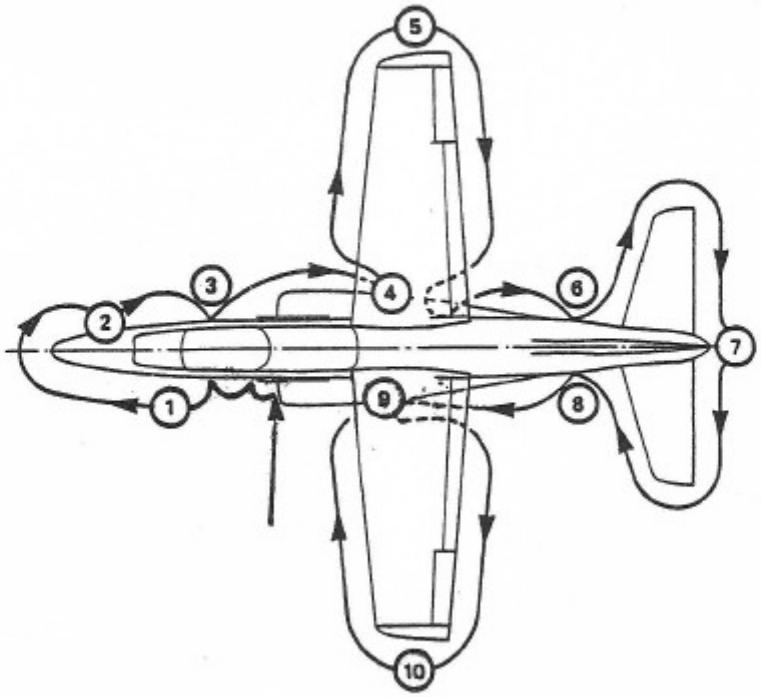


Figura 2-1

① FUSELAJE DELANTERO IZQUIERDO

Entrada de aire al motor	- Controlar libre, limpia y tornillos de fijación bien ajustados.
Puerta del RAMAIR	- Abrir y sostener, controlar presión del acumulador de freno normal en zona verde (68 ± 5 bar). Acumulador freno de EGA, debe indicar de 68 a 206 bares. - Controlar válvula control de presurización en vuelo. - Puerta del RAMAIR dejar abierta.
Placa separadora de capa límite	- Verificar estado y puntos de fijación.
Manija de control de la cúpula	- Adentro y en posición
Tomas de presión estática	- Libres de obstrucciones
Compartimiento de oxígeno	- Abrir puerta, controlar fijación del contenedor y conexiones. - Cerrar puerta de acceso.
Tubo Pitot	- Quitar funda - Controlar condición
Manija externa de fragilización de cúpula	- Adentro, cubierta plástica colocada
Sonda de temperatura externa	- Quitar recubrimiento y controlar condición (sin pintura)
Botón apertura de puertas de tren	- Accionar

② TREN AUXILIAR (Rueda de nariz)

Perno de seguridad, fragilización de cúpula	- Quitar
Gancho de trabado "arriba" de la pata de tren	- Verificar abierto (hacia adelante)
Rodillo de traba	- Libre movimiento
Luz de Rodaje	- Controlar condición y fijación
Barra del Sistema Direccional	- Conectada, seguro colocado
Amortiguador	- Controlar extensión
Neumático	- Controlar condición y marca de deslizamiento
Puertas delanteras del tren	- Cerrar
Presión del acumulador del amortiguador de shimmy (en aviones sin direccional)	- Controlar (5 a 20 bar)

PELIGRO

ANTES DE PONER EN MARCHA DEBE ASEGURARSE QUE NINGUN PERSONAL DE MANTENIMIENTO SE ENCUENTRE CERCA DE LAS PUERTAS DEL TREN DE NARIZ O DE LA RAT YA QUE ESTAS SE RETRAERAN AUTOMATICAMENTE TAN PRONTO COMO SE PONGA EN MARCHA EL MOTOR.
DICHA RETRACCION INDICARA AL MECANICO QUE EL SISTEMA HIDRAULICO ESTA OPERANDO NORMALMENTE.

③ FUSELAJE DELANTERO DERECHO

Toma dinámica de entrada de aire a cabina	- Libre de obstáculos
Manija externa de fragilización	- Adentro, cubierta plástica colocada
Tubo Pitot	- Quitar funda, controlar condición
Sonda de ángulo de ataque	- Quitar recubrimiento y controlar condición

Toma de presión estática	- Libre de obstrucciones
Antena IFF	- Libre de obstrucciones
Antenas de radioaltímetro	- Controlar condición
Antena de VHF	- Controlar condición
Sonda de temperatura del "AIR DATA COMPUTER"	- Controlar condición
Placa Separadora de Capa Límite	- Verificar estado y puntos de fijación
Entrada de aire al motor	- Libre ,limpia y tornillos de fijación ajustados
Sensor PT2/TT2	- Libre y limpio
Salida de aire caliente para deshielo del motor	- Libre de obstrucciones
Seguro hidráulico	- Quitado, llave a posición vuelo y anilla de apertura de puertas de tren adentro y asegurada
Computadora del motor	- AUTO-Densidad, Controlar - Compartimiento sin elementos extraños - Puerta de Acceso cerrada

④ TREN DE ATERRIZAJE PRINCIPAL DERECHO

NOTA

Las puertas delanteras del tren principal que estén abiertas, deberán ser cerradas manualmente después de la inspección.Controlar que la puerta superior se superponga a la inferior.

Amortiguador	- Controlar extensión (Aprox. 4 cm)
Luz de aterrizaje	- Controlar condición
Frenos	- Controlar condición Verificar vástago de desgaste, pérdidas
Neumático	- Controlar condición y marca de deslizamiento
Rodillo de traba	- Libre movimiento
Presión acumulador de sistema hidráulico 1	- Controlar (mínimo 68 ± 5 bar)
Filtros hidráulicos	- Controlar botón rojo adentro
Nivel del líquido en el depósito hidráulico	- Controlar (entre 2,8 y 3,2 lts.)
Gancho Traba de tren arriba	- Abierto
Absorbedor de choque	- Controlar estado normal

⑤ ALA DERECHA

Borde de ataque	- Controlar condición
Perturbador y luces de formación y posición	- Controlar condiciones
Descargas estáticas	- Controlar condición
Alerón	- Controlar condición y cable de descarga
Flaps	- Controlar condición y rozamiento de carenado

⑥ FUSELAJE TRASERO DERECHO

Compartimiento de la batería	- Batería conectada, puerta cerrada

Entrada de aire al compartimiento del motor	- Libre
Puerta de acceso al motor	- Abrir
Puerta de inspección del FAN	- Abrir
FAN	- Sin daños/libre rotación
Puerta de inspección del FAN	- Cerrar
Líneas de drenaje	- Controlar
Malla metalización motor-avión	- Conectada
Entrada de aire al generador	- Libre
Filtro y nivel de aceite	- Controlar
Puerta de acceso	- Cerrar
Freno aerodinámico	- Controlar condición
Luz de formación	- Controlar condición
Luz anti-colisión	- Controlar condición
Tubo de chorro	- Controlar
Alabes de turbina	- Controlar

⑦ SECCION DE COLA

Timón de direción	- Controlar condición
Timón de profundidad	- Controlar condición
Descargas estáticas	- Quitar funda y verificar estado
Luces de posición y formación	- Controlar condición
Antenas equipos radioeléctricos	- Controlar condición

⑧ FUSELAJE TRASERO IZQUIERDO

Freno aerodinámico	- Controlar condición
Luz de formación	- Controlar condición
Salida/entrada de aire acondicionado	- Controlar libre
Compartimiento de batería	- Batería conectada, fusible adentro y puerta cerrada
Puerta de acceso al motor	- Abrir
Motor de torque	- Controlar conectado
Pérdidas/conexiones	- Verificar
Compartimiento del motor	- Seco
Puertas de accesos	- Cerrar
Salidas de aire del generador	- Libre
Compartimiento carga de combustible	- Tapa del Punto Unico de Carga CERRADA. Llave maestra en posición VUELO. Puerta cerrada
Compartimiento de carga de líquido hidraúlico	- Anilla de apertura de puertas adentro y asegurada

⑨ TREN DE ATERRIZAJE PRINCIPAL IZQUIERDO

Amortiguador	- Controlar extensión (Aprox.4 cm.)
Luz de aterrizaje	- Controlar condición
Frenos	- Controlar condición Verificar vástago de desgaste y pérdidas
Neumático	- Controlar condición y marca de deslizamiento

Rodillo de traba	- Libre movimiento
Presión del acumulador del Sistema Hidráulico 2	- Controlar en zona verde (68 ± 5 bar)
Filtros hidráulicos	- Controlar condición
Nivel de líquido en el depósito hidráulico	- Controlar (entre 2,8 y 3,2 lts)
Gancho de traba de tren arriba	- Abierto
Absorbedor de choque	- Controlar estado normal

(10) ALA IZQUIERDA

Flaps	- Controlar condición y carenado sin rozamientos
Alerón	- Controlar condición y cable a masa
Luces de formación y posición	- Controlar condición
Descarga estática	- Controlar condición
Borde de ataque	- Controlar condición
Perturbador y separador de capa límite	- Controlar condición

INSPECCION DE CABINA TRASERA (únicamente para vuelos solos)

Palanca seguro de asiento	- Controlar en posición SEGURO (horizontal)
Objetos extraños en la cabina	- Controlar
Pernos de seguridad del asiento eyectable (3)	- Colocados
Correas de piernas, arneses	- Asegurados
Llave compensación de emergencia del timón de profundidad	- Desconectada, con la tapa de protección colocada

Portamapas	- Vacío
Llave del amortiguador guiñada (AM. GUIÑADA)	- SI (conectada)
Corte de combustible (CORTE COMB.)	- Capuchón de seguridad colocado
Llave de bomba sumergida (BOMBA SUMERG.)	- Posición "AUTO"
Llave selectora de puesta en marcha del motor (ARRANQUE)	- NO (desconectada)
Llave de encendido del motor (IGNICION)	- Posición "AUTO"
Panel sistema intercomunicación	- A REQUERIMIENTO
Palanca control alimentación de oxígeno	- Desconectada
Palanca fragilización de cúpula (FRAGILIZ.CUPULA)	- Alambre de seguridad, colocado
Llave anti-bloqueo (ANTI-BLOQUEO)	- SI (Conectada), tapa de seguridad cerrada
Llave Maestra del Sistema Direccional de rueda de nariz (RUEDA NARIZ)	- SI (conectada)
Panel control de radios	- Desconectado
Panel control de navegación	- Desconectado
Horizonte de emergencia	- Trabado
Radioaltímetro	- Desconectado
Llave selectora de presión hidráulica (PRES.HIDR)	- Posición "SISTEMA"
Alarma de oxígeno	- CORTE (desconectada)
Llaves Batería 1, Batería 2, Generador, Inversor 1 e Inversor 2	- SI (conectadas)
Llave horizonte de emergencia (HORIZ.EMERG.)	- NO (desconectada)

Llave de ALARMA AUDIBLE	- NO (desconectada)
Llave unión de barras (BARRA EMERG.)	- Capuchón de seguridad, CERRADO
Panel control de radios	- Desconectado
Panel control ADF	- Desconectado
Llave Maestra de Aire Acondicionado (AIRE ACONDICIONADO)	- Capuchón de seguridad, CERRADO
Llave calefacción de tubo Pitot (CALEFACCION PITOT)	- Capuchón de seguridad, CERRADO
Llave deshielo de la entrada de aire al motor (TOMA AIRE MOTOR)	- Capuchón de seguridad, CERRADO
Portamapas	- Vacío
Panel control de iluminación	- Todos los reóstatos desconectados

ANTES DE LA INSPECCION INTERIOR

Bocas de carga por gravedad, izq. y derecha	- Controlar tapas bien colocadas (superficie plana)
Presión botellas de oxígeno de emergencia	- Controlar 175 bar (zona con marca FULL)
Manija de seguridad del asiento eyectable	- SEGURO (posición horizontal)
Asiento eyectable	- Controlar trabado correcto.
3 Pines de seguridad de los iniciadores (zona inferior del respaldo de asiento)	- Quitados y guardados
Correas de hombros	- Controlar condición
Correas del paquete de supervivencia personal	- Controlar condición
Correas de cintura	- Controlar condición
Correas de retracción de piernas	- Controlar, conectadas con con ganchos en el piso del avión

INSPECCION INTERIOR

Freno de Estacionamiento	- Colocar
Pedales	- Ajustar
Perneras	- Colocar y ajustar
Correas del paquete de supervivencia	- Colocar y ajustar
Correas de cintura	- Conectar hebilla
Arnés personal	- Conectar hebilla
Oxígeno y micrófono	- Conectar
Regulador oxígeno	- Conectar (verificar normal y 100%)
Anti-G	- Controlar conexión
Energía Externa	- Luz encendida
Llaves de Baterías	- Selectar en "EXT."
Generador, Inv 1 y 2	- Conectados
Botón Test de lámparas	- Oprimir
Controlar luces :	- Panel combustible (4)
	- Panel arranque (2)
	- Alarma de tren
	- Panel configuración
	- PELIGRO-PRECAUCION
	- Botones de Transferencia (4)
	- Indicadores comb.(5)
	- Ignición y arranque (2) en el indicador N2
	- Panel de fallas
	- Sobretemp.batería (2)
	- Panel deshielo (2)
Alarma audible:	- Conectar momentáneamente sin soltar el Botón Test
Indicador de oxígeno:	- Controlar disminución en la marcación de aguja y luz de precaución de bajo nivel, encendida
Botón Test de Lámparas	- Soltar
Luces de alarma de fuego	- Controlar presionándolas
Comando Apertura Manual de Cabina	- Controlar
Prioridad de eyección	- Selectar
Llave Trim Prof.de EGA	- Desconectado y asegurado
Corte de combustible	- Capuchón abajo
Amortiguador de guiñada	- SI
Bomba sumergida	- AUTO
Llaves de trasvase	- AUTO
Computadora	- AUTO
Selector de Puesta en Marcha	- NO
Ignición	- AUTO
Caja de Audio	- A requerimiento
Flaps	- Arriba
Comando de Empuje	- Libre recorrido
Indicador de oxígeno	- Cantidad

Faros de aterrizaje	- NO
Palanca de tren	- Abajo, sacar Pin
Botón retracción de tren en Tierra	- Normal (afuera)
Llave antibloqueo	- SI,(Capuchón colocado)
Llave Maestra Sistema Direccional	- SI, (Capuchón colocado)
Palanca EGA de Tren	- Adentro
Palanca frag.cúpula	- Quitar cubierta(controlar alambre colocado)
Llave principal de armamento	- NO (desconectada)
HORIZ.EGA	- Trabado
VHF 1	- SI,(selectar frecuencia)
NAV	- NO
Panel armamento	- Desconectado
Indic. AOA	- Controlar
Velocímetro	- Controlar en 0
RMI	- Controlar 3 banderas rojas
Mira	- NO (desconectada)
ADI	- Controlar 4 banderas
HSI	- Controlar-Curso 000/180
Prioridad. Nav.	- A requerimiento
Botones transferencia	- A requerimiento
Omega	- NO (desconectado)
Indicador Hidraúlico	- Controlar, selectar SISTEMA
Altímetro de cabina	- Controlar
Indicadores de compensadores	- Controlar para despegue
Voltímetro	- 28 volts- MINIMO 24 Volts con batería de abordo
Acelerómetro	- Controlar 1 "g"
Altímetro	- Selectar elevación del aeródromo
Variómetro	- En cero
Reloj	- Controlar en hora y con cuerda
Indic.Cant.Comb.	- Controlar cantidad
N1-N2	- Controlar indicadores
ITT	- Controlar temperatura residual
Flujómetro	- En cero
Indicador presión y temp.aceite	- Controlar
Indicador temp.de aire exterior	- Controlar
Llave HORIZONTE DE EMERGENCIA	- NO
Llave PLATAFORMA GIROSCOPICA	- NO
Llave ALARMA AUDIBLE	- NO
Llave BARRA DE EMERGENCIA	- NO (capuchón abajo)
VHF 2	- SI (conectado, selectar frecuencia)
ADF	- NO (desconectado)
Palanca burletes	- Inflado y trabado
Palanca desempañador	- Mínimo

Aire acondicionado	- NO (puesto trasero con capuchón abajo)
Selector temperatura	- A requerimiento
SENSOR	- ENTRADA (cabina abierta) SALIDA (cabina cerrada)
Calefacción PITOT	- Desconectado (PT:capuchón abajo)
Deshielo Parabrisas	- Test, luego NO(capuchón)
Deshielo Motor	- NO
Iluminación	- A requerimiento
Panel plataforma giroscópica	- SLAVE - Latitud correcta
Fusibles	- Adentro
Linterna	- Comprobar

ANTES DE LA PUESTA EN MARCHA

Llaves de baterías	- Controlar en "EXT"
Luz de energía externa	- Controlar encendida - Luz "BAT 1" y "BAT 2" encendida-Voltímetro controlar 28 Volts.
Llave de generador	- SI (conectada), luz de ALARMA encendida
Llaves de inversores	- SI (conectadas),luces de precaución "INV 1" e "INV 2" apagadas
Altura del asiento eyectable	- Regular a requerimiento
Oxígeno	- Controlar: - Cantidad suficiente para el tipo de misión requerida - Funcionamiento correcto del destellador - Comando de dilución de oxígeno en posición "NOR" (Normal) - Comando de emergencia en posición "NOR" (Normal)

ZONAS PELIGROSAS

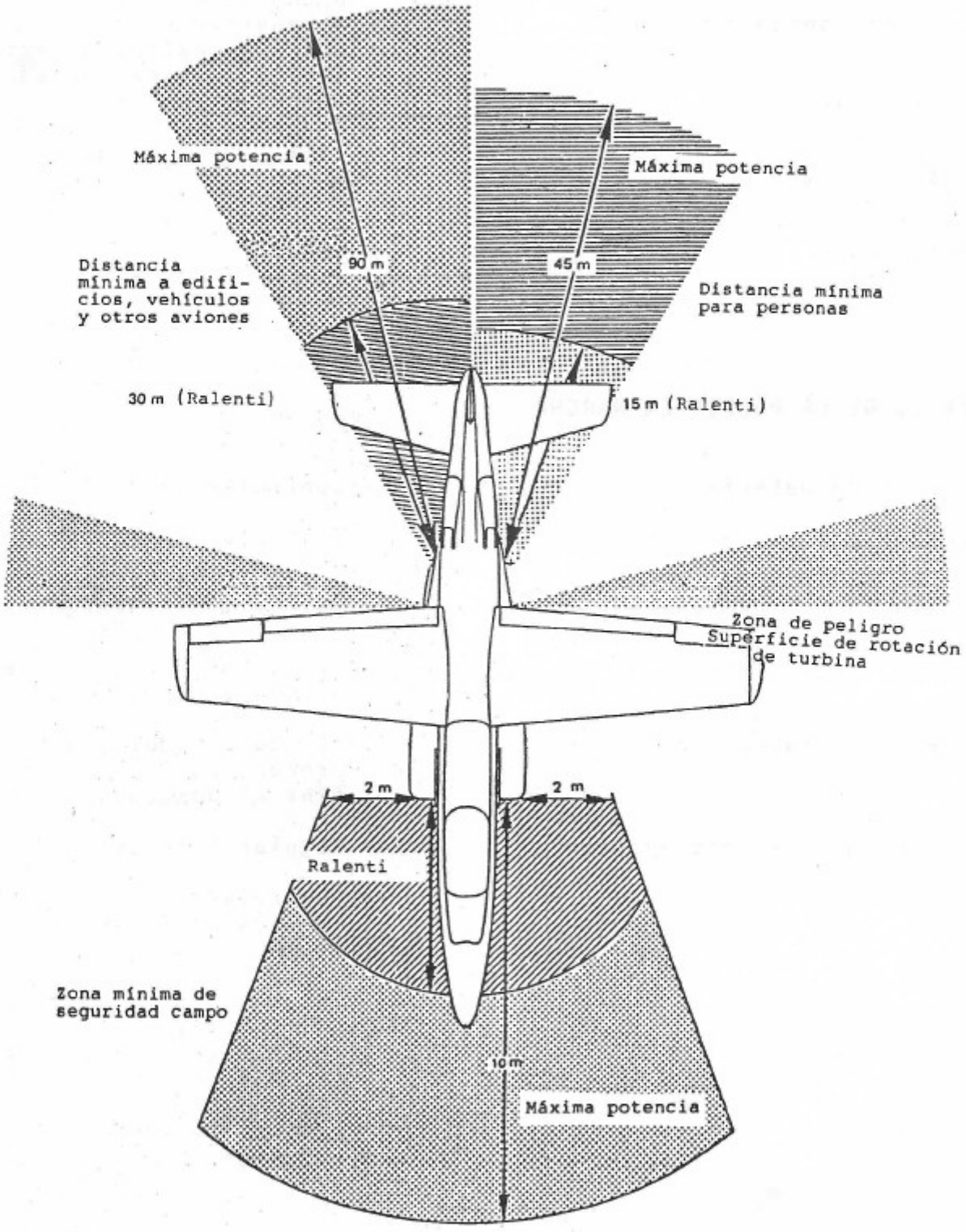


Figura 2-2

Panel de intercomunicador	- Controlar con el otro tripulante

Consultar la figura 2-2 para las "ZONAS PELIGROSAS"

PUESTA EN MARCHA EN TIERRA - MODO NORMAL

PRECAUCION

No es recomendable poner en marcha el motor con un viento de cola superior a los 10 nudos.

NOTA

El motor puede ser puesto en marcha desde las cabinas delantera o trasera indistintamente.

PRECAUCION

La ITT residual máxima para puesta en marcha y reencendido, es de 200ºC, con valores superiores se debe efectuar una ventilación por 15 segundos.

Bomba eléctrica de combustible (BOMBA SUMERG.)	- Posición "AUTO"
Comando de empuje	- Posición RALENTI
Luz de bomba eléctrica de combustible	- Encendida
Luz de precaución de baja presión de combustible (P.CMB)	- Controlar apagada

Comando de empuje	- CORTADO
Encendido (IGNICION)	- MANUAL/verificar luz, luego "AUTO"
Luces de ALARMA y PRECAUCION, P.ACEI.,P.CMB. HID. 1, HID 2 y Generador	- Controlar encendidas
Llave de luz anticolisión (ANTI-COL) (P.Delantero)	- SI (conectada)
Bomba eléctrica de combustible (BOMBA SUMERG.)	- SI (conectada,controlar luz encendida)
Luz de precaución de baja presión de combustible (P.CMB)	- Controlar apagada
Llave selectora de puesta en marcha (ARRANQUE)	- SI (conectada, mantener por 2 segundos)
Luces de ARRANQUE e IGNICION	- Controlar encendidas (Indicador de N2)
Comando de empuje	- Posición RALENTI con el 15% de RPM de N_2

NOTA

Con temperaturas ambiente de -16º o inferiores durante la puesta en marcha, es recomendable utilizar un cebado manual de combustible, a discreción del piloto, para facilitar la aceleración del motor.

Flujo de combustible y temperatura de ITT	- Controlar incremento, OBSERVAR los límites

Presión de aceite	- Controlar indicador durante 10 segundos después de apagarse la luz.
N1	- Controlar incremento
N2	- Controlar estabilizadas entre 48% y 62% RPM
Luces de ARRANQUE e IGNICION	- Controlar apagadas al 50% de N2 RPM
Bomba eléctrica de combustible (BOMBA SUMERG.)	- NO (desconectada) Controlar luces apagadas luego AUTO

PUESTA EN MARCHA AUTONOMA

Llaves de baterías	- SI (posición media) - Luces BAT 1, BAT 2 apagadas - Voltímetro controlar 24 Volts mínimo
Llave de generador	- SI (conectada), luz de ALARMA encendida
Llaves de inversores	- SI (conectadas), luces de precaución INV 1 encendida e INV 2 apagada

NOTA

Los procedimientos posteriores serán iguales que como en la PUESTA EN MARCHA EN TIERRA - MODO NORMAL, hasta la desconexión de la BOMBA SUMERGIDA.

DESPUES DE LA PUESTA EN MARCHA

Instrumentos de motor	- Dentro de límites
Luces de presión de trasvase	- Controlar apagadas
Luces de ALARMA y PRECAUCION, P.ACEITE., P.CMB., HID 1, HID 2, y GENERADOR	- Controlar apagadas
Llaves de Baterías 1 y 2	- Selectar en "VUELO" (Posición media)
Unidad de energía externa	- Señalar al personal de tierra que desconecte
Luz de energía externa	- Controlar apagada
Luces de ALARMA de BAT.1 y 2	- Controlar apagadas
Luz de Generador	- Controlar apagada
Luces de Inversores	- Controlar apagadas
Voltímetro/Amperímetro	- Controlar
Equipos de Radio Navegación	- Conectados
Selectores de Navegación	- A requerimiento
Botones de transferencia	- A requerimiento
IFF	- STBY
Radioaltímetro	- Controlar conectado (en versión expandida)
Horizonte de emergencia (HORIZ. EMERG.)	- SI
AHRS (PLATAF. GIROSC.)	- SI (conectada)
ALARMA audible	- SI (conectada)
Aire acondicionado	- SI (conectado)
Antihielo parabrisas	- Posición TEST, luz encendida, luego desconectar
Iluminación exterior	- A requerimiento
Compensación de emergencia timón de profundidad (COM. PROF. EMERG.)	- Controlar, luego desconectar y asegurar

Compensación timón de profundidad	- Controlar en función del trim de emergencia y del botón "Trim desconectado" (Sistema Direccional) del puesto trasero
Compensador de profundidad, dirección y alerones	- Colocar para despegue

INSPECCION DFL REGULADOR MANUAL DE CONTROL DE COMBUSTIBLE

Después de la puesta en marcha del motor y una vez estabilizado en ralentí, colocar la llave de la computadora en posición MANUAL (una disminución de 3 a 5% de RPM de N1 puede ser considerado normal).

PRECAUCION

Si no se enciende la luz de alarma "M.MAN." o si el motor se acelera en forma incontrolada, detener el mismo cortando con el comando de empuje, (una acción de mantenimiento será necesaria).

Avanzar el comando de empuje en forma gradual hasta observar un incremento de las RPM de N_2.

Colocar el comando de empuje en posición "REDUCIDO" y observar la disminución de RPM de N_2.

PRECAUCION

Si las RPM de N_2 no responden a los cambios del comando de empuje, detener el motor llevando el comando de empuje a la posición CORTADO.

Si las RPM de N2, responden normalmente a los cambios del comando de empuje, colocar la llave de la computadora en "AUTO", teniendo en cuenta que las RPM de N1 volverán al valor original incrementándose en un 5% aproximadamente.

INCIDENTES EN LA PUESTA EN MARCHA

Si existe alguna o todas las condiciones siguientes, se debe cancelar inmediatamente el procedimiento de puesta en marcha del motor.

- El encendido no se produce dentro de los 10 segundos después de colocar el comando de empuje en posición REDUCIDO
- Después del encendido, las RPM de N_2 no se incrementan suave y rápidamente hasta RALENTI.
- La ITT aumenta rápidamente y/o se aproxima a los límites
- No se observan RPM de N_1 antes de alcanzar el 20% de RPM de N_2
- No hay indicación de presión de aceite dentro de los 10 segundos después del encendido

LUCES DE IGNICION Y/O ARRANQUE PERMANECEN ENCENDIDAS

Llave selectora de puesta en marcha (ARRANQUE)	- Posición "STOP" (cortado) por 1 seg., luego soltar
Llave de encendido (IGNICION)	- Posición "VENT" luego "AUTO"

PARA CANCELAR LA PUESTA EN MARCHA DEL MOTOR

Comando de empuje	- CORTAR
Llave selectora de Puesta en Marcha del motor (ARRANQUE)	- CORTAR

Después que se haya detenido la rotación del motor:

Llave de baterías 1 y 2	- NO (desconectadas)
Condición de Puesta en Marcha fallida del motor	- Anotar novedad en la planilla FAA 102

PUESTA EN MARCHA EN TIERRA - MODO MANUAL

La puesta en marcha del motor con la computadora inoperativa, requiere una atención adicional con referencia a los límites de operación del motor, ya que no se dispondrá de la protección proporcionada por la computadora.

NOTA

La puesta en marcha en modo manual es considerado un método ANORMAL de operación y es aceptable únicamente para completar un vuelo o el despacho del avión hasta un centro de mantenimiento autorizado.
A fin de posibilitar la protección de sobrevelocidad del motor, el personal de mantenimiento deberá selectar en MANUAL la llave de dos posiciones MAN/NORMAL ubicada sobre la misma computadora.

PRECAUCION

Para efectuar la puesta en marcha en modo manual la ITT residual no deberá exceder la temperatura ambiente.

NOTA

Proceder con los items del 1 al 8 del procedimiento de Puesta en Marcha en Tierra, Modo Normal, antes de continuar con la Puesta en Marcha en Tierra, Modo Manual.

Llave de computadora (COMPUTADOR)	- Posición "AUTO", controlar luz de alarma "M.MAN" encendida
Bomba eléctrica de combustible (BOMBA SUMERG.)	- SI (conectada), controlar luz encendida

Luz de precaución de baja presión de combustible (P.CMB)	- Controlar apagada
Encendido (IGNICION)	- Posición "MANUAL", (controlar luz encendida)
Comando de empuje	- Posición "REDUCIDO"
Llave selectora de Puesta en Marcha del motor (ARRANQUE)	- SI (Conectada) mantener hasta el 50% de RPM de N_2
Flujo de combustible e ITT	- Controlar incremento, observar los límites
Presión de aceite	- Controlar indicación dentro de los 10 segundos después del encendido
N1	- Observar incremento al 20% de N2
Llave selectora de Puesta en Marcha del motor (ARRANQUE)	- NO (desconectada) al 50% de RPM de N_2
Encendido (IGNICION)	- Posición "AUTO", controlar luz apagada
Llave de Generador	- Controlar CONECTADA
Luces de ALARMA y PRECAUCION , P.ACEI., P.CMB., HID 1 y 2 y Generador	- Controlar apagadas
Bomba eléctrica de combustible (BOMBA SUMERG.)	- NO (desconectada) momentáneamente, luego, posición "AUTO", controlar luz apagada

RPM de N_2	- Controlar estabilizadas entre 48% y 62% RPM
Instrumentos de motor	- Controlar dentro de límites
Luces presión de trasvase	- Controlar apagadas

Para una Puesta en Marcha Fallida, consultar el procedimiento de Puesta en Marcha en Tierra, Modo Normal.

VENTILACION DEL MOTOR

Es recomendable una ventilación de motor cuando se sospeche la presencia de combustible sin quemar en las cámaras de combustión después de una puesta en marcha fallida o si la ITT indicada es superior a 200ºC antes de intentar un nuevo procedimiento de puesta en marcha.

Comando de empuje	- CORTAR
Llave de encendido del motor (IGNICION)	- Posición "VENT"
Llave selectora de Puesta en Marcha del motor (ARRANQUE)	- SI (conectada) y mantener
Llave selectora de Puesta en Marcha del motor (ARRANQUE)	- NO (desconectada)después de 15 segundos como máximo

PRECAUCION

Observar limitaciones del arrancador en la ventilación del motor. (Sección V).

NOTA

Normalmente, un período de 15 segundos para ventilación, es tiempo suficiente para reducir la ITT indicada de más de 200ºC hasta los valores aceptables para la puesta en marcha.

ANTES DEL RODAJE

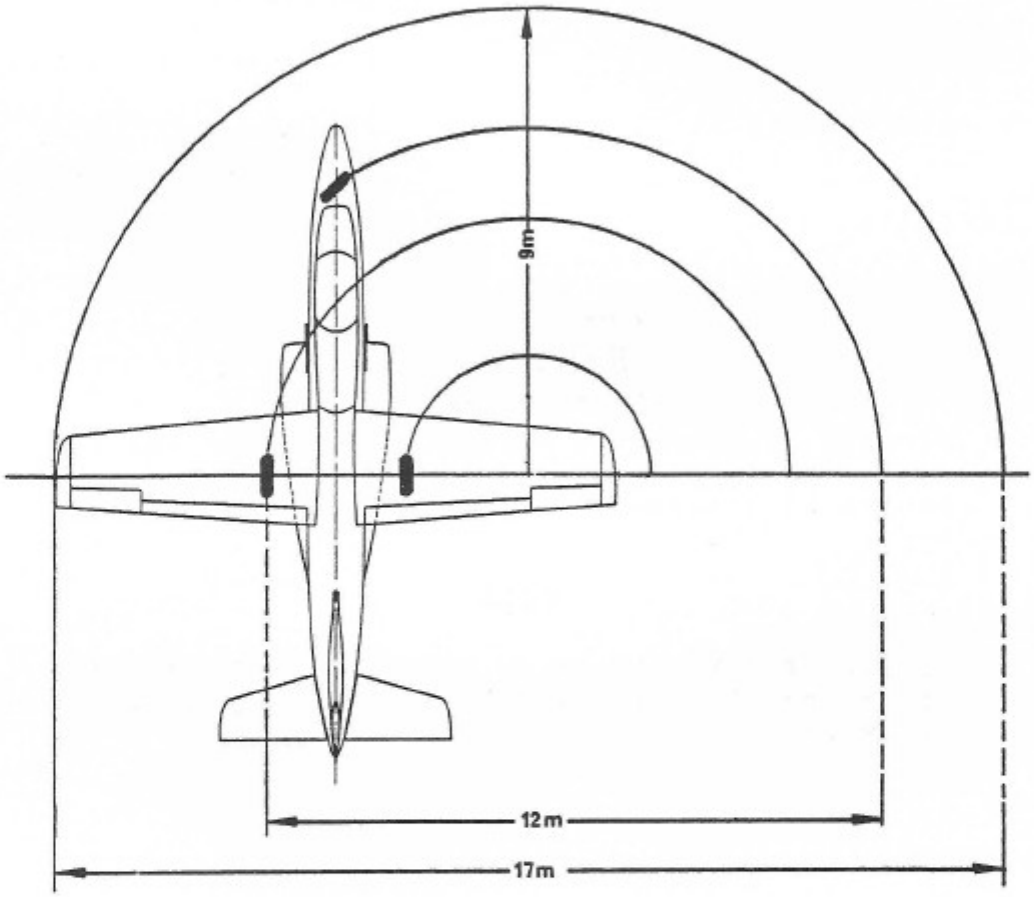
Presión hidráulica	- Controlar, presión normal de frenos dentro de la zona verde, selectar "SISTEMA"
Comandos de vuelo	- Controlar
Frenos aerodinámicos	- Controlar (verificar por los espejos retrovisores y seña del mecánico)
Luz de tapas de tren (panel de configuración)	- Controlar (apagada)
Flaps	- ABAJO, luego MEDIO (para despegue)
Calefacción tubo Pitot (CALEFAC.PITOT)	- SI (conectada),personal de mantenimiento controlará con la mano,la temperatura del pitot. Luego NO (desconectada)
Indicador de ángulo de ataque	- Controlar banderita de "OFF" oculta
ADI, HSI y RMI	- Controlar banderas ocultas
Rumbo del HSI	- Controlar con brújula
Equipos de radio y navegación	- Controlar

NOTA

Consultar las Secciones I y IV para la descripción y operación correcta de los sistemas: ADF VOR/ILS, ADI, HSI, Director de Vuelo y OMEGA.

Horizonte de emergencia	- Destrabar, controlar banderita oculta
Todos los instrumentos	- Indicación correcta
Cúpula	- A requerimiento
Autorización para rodaje	- Solicitar (VHF)

RADIO DE VIRAJE EN TIERRA



NOTA
Los radios de franqueamientó son calculados en base al ángulo máximo de la rueda delantera (44°)

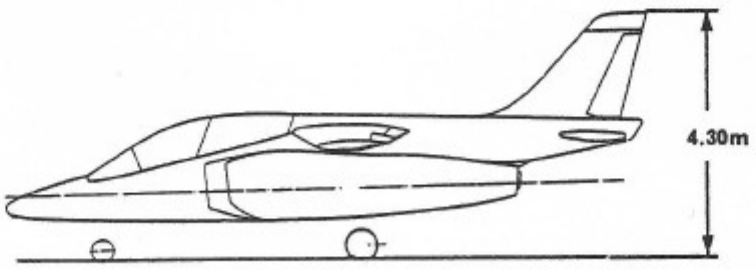


Figura 2-3

RODAJE

Calzas	- Quitadas,si es aplicable
Comando de empuje	- A requerimiento
Freno de estacionamiento	- Soltar, luz "FRENO" apagada
Frenos normales	- Controlar
Sistema Direccional	- A requerimiento

PRECAUCION

Durante la operación normal, no aplicar los frenos en forma diferencial al mismo tiempo que se emplea el sistema direccional de la rueda de nariz.

NOTA

La luz de "FRENOS",en el panel de configuración se encenderá toda vez que se aplique presión al sistema.

CONTROL DE 90º

Cúpula	- Cerrada y trabada (Luz P.CAB apagada)
Selector Prioridad de Eyección	- A requerimiento
Amortiguador de guiñada	- SI (conectado)
Flaps	- Controlar 20º
Frenos aerodinámicos	- Controlar adentro
Compensadores	- Controlar para despegue
IFF	- A requerimiento
Instrumentos de vuelo	- Controlar
Calefacción Pitot	- Controlar conectada
Antihielo de parabrisas (PARABRISAS)	- A requerimiento

Manija seguro de asiento eyectable	- ABAJO (posición vertical)
Todas las luces de ALARMA y PRECAUCION	- Controlar apagadas

CONTROL DE ALINEACION

Frenos	- Mantener
Rumbo (HSI)	- Controlar
Actitud (ADI)	- Reposicionar
Deshielo de entrada de aire al motor (TOMA AIRE MOTOR)	- A requerimiento
Comandos de vuelo	- Libre movimiento
Presión hidraúlica	- Controlar en zona verde (selectar SISTEMA)
Comando de empuje	- MAXIMO
N1 máximas para el despegue	- Controlar por Tabla
ITT máxima	- Controlar

NOTA

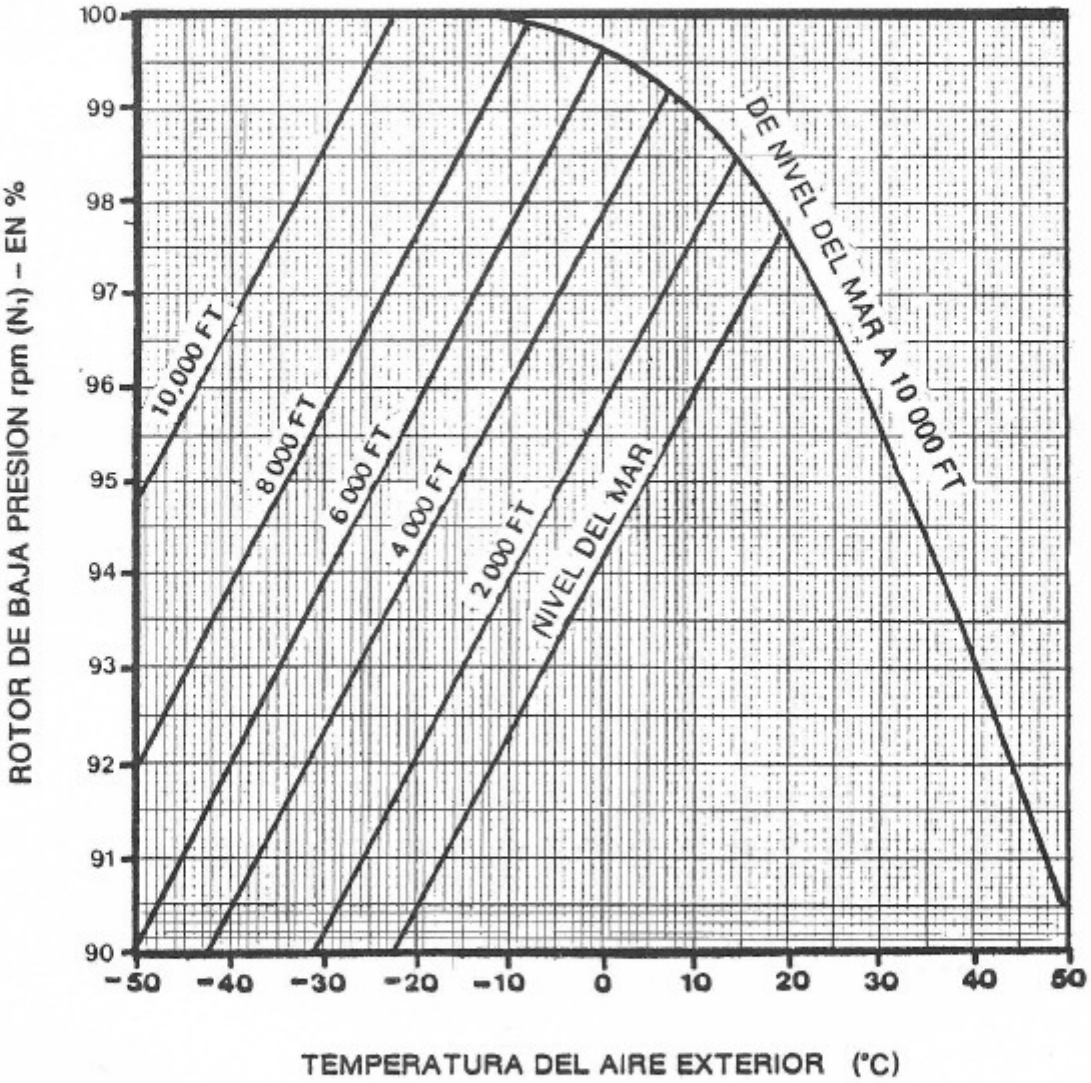
Si después de aplicar MAXIMO EMPUJE, las RPM de N1 no alcanzan los valores previstos por Tabla, (Figura 2-4), esperar hasta que alcancen dicho valor.Si esto no ocurre después de TRES minutos, deberá cancelarse el despegue y regresar a plata forma.

NOTA

Controlar que las RPM de N2 y la ITT estén dentro de los límites.
Consultar la Sección V,"LIMITACIONES DEL MOTOR".

N1 RPM EN FUNCION DE LA TEMPERATURA DE AIRE EXTERIOR Y DE LA ALTITUD DE PRESION

COMPUTADORA DEL MOTOR EN "AUTO"



NOTA : Selectar 1013 mb en la ventanilla del altímetro. El valor indicado (en pies) será el que se utilizará en las rectas de altitud, por consiguiente dichas rectas NO indican necesariamente la elevación del Aeródromo sino que constituyen un parámetro más de variación del empuje, en función de la densidad en Atmósfera Standard.

Figura 2-4

DESPEGUE

TECNICA DEL DESPEGUE

La técnica del despegue descripta en esta Sección, es la requerida para lograr los resultados indicados en el APENDICE. Estos procedimientos han sido seleccionados porque son los más apropiados, considerando la seguridad en la distancia mínima de despegue que sea practicable.

El procedimiento a seguir en caso de falla de motor, deberá ser repasado mentalmente antes del despegue.

Durante la carrera de despegue, se mantiene el control direccional por aplicación diferencial de frenos hasta que el timón de dirección alcance su efectividad (45 KCAS , aproximadamente).

PRECAUCION

El sistema de guiado de la rueda de nariz debe ser utilizado únicamente para maniobras de rodaje, no deberá conectarse durante el despegue o aterrizaje. Controlar la velocidad a la distancia precalculada, de acuerdo con la Tabla de Control de Aceleración (APENDICE).

Una vez obtenida la velocidad de rotación (V_R), tirar del bastón de mando hacia atrás y adoptar una actitud de 7º de cabeceo. Mantener esa actitud hasta despegar. Debido a las características del comando de profundidad, hay cierta tendencia a la aplicación exagerada del control de cabeceo durante la rotación.

Con seguridad en el aire y variómetro indicando ascenso, subir el tren y mantener la actitud de 7º de cabreo.

Retraer los flaps a 1,5 V_{S1}. Antes de alcanzar 175 KCAS, el tren y los flaps deben estar completamente retraídos.

Un despegue típico se muestra en la figura 2-5.

DESPEGUE CON VIENTO CRUZADO

Un despegue con viento cruzado no requiere un adiestramiento específico del piloto si se emplean los siguientes procedimientos:

- Mientras la rueda de nariz esté en tierra, el control direccional no presenta dificultades.
- Compensar la tendencia del ala a levantarse por efecto del viento, utilizando de ser necesario, la deflexión máxima del alerón.
- Debido a la tendencia del avión a girar hacia la dirección del viento cuando se levante la rueda de nariz, demorar la rotación hasta alcanzar la velocidad de despegue.

Consultar la Sección V, Límites para Despegue y Aterrizaje con viento cruzado.

DESPEGUE NORMAL

Frenos	- Soltar
Aceleración	- Controlar
Entre 1,14 y 1,2 V_{s1}	- Rotar con 7º de actitud (nariz arriba)
Tren de aterrizaje	- ARRIBA, después de estar en el aire con seguridad (Luz de freno se encenderá momentáneamente)
Flaps	- ARRIBA, con 1,5 V_{s1}
Tren y Flaps	- Controlar ARRIBA antes de alcanzar 175 KCAS
Acelerar hasta la velocidad de ascenso	- 210 KCAS, luego 0,45 Mach y mantener

ASCENSO

Oxígeno	- Controlar
Altitud de cabina	- Verificar de acuerdo a Ley de cabina

CIRCUITO DE DESPEGUE (típico)

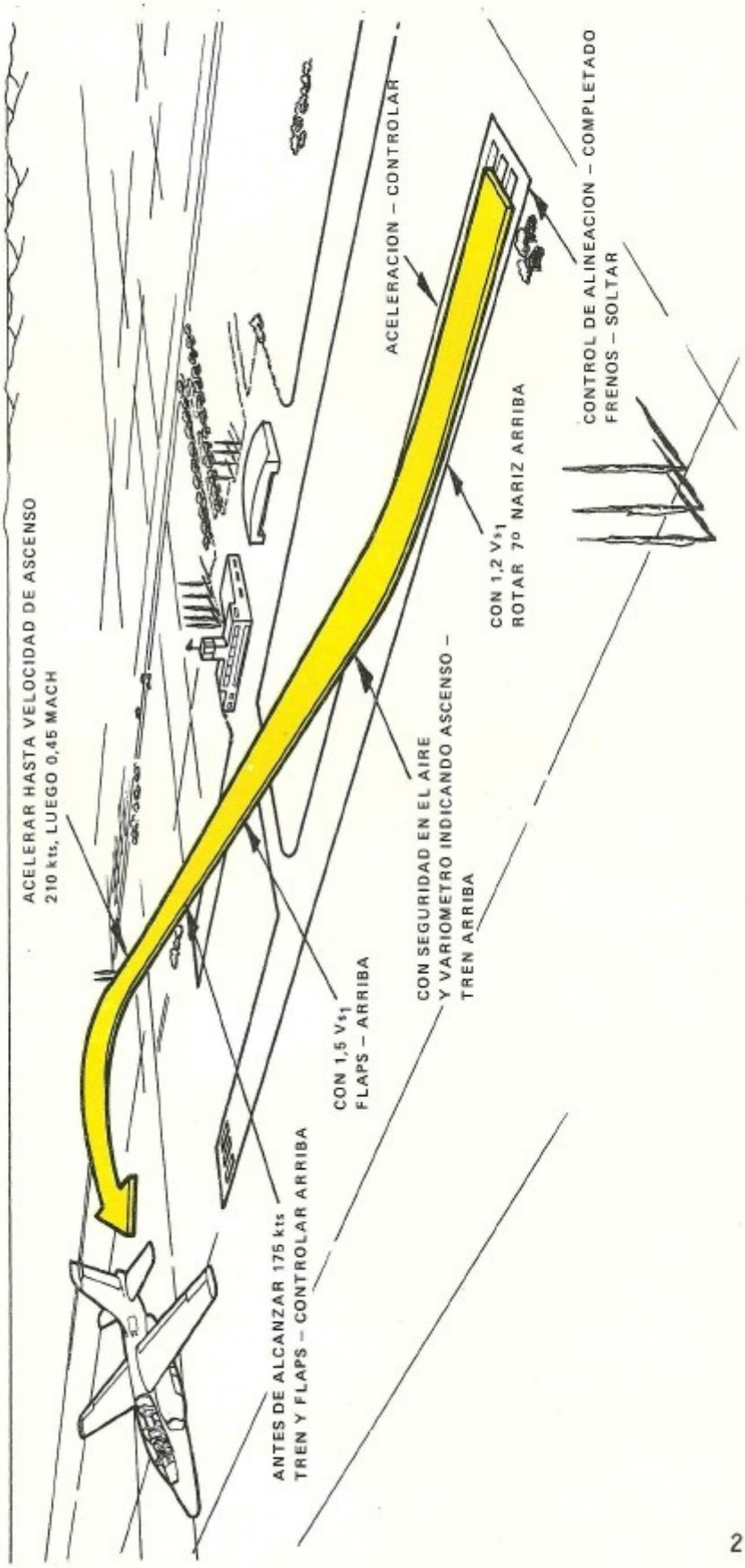


Figura 2-5

Presión hidraúlica	- Controlar
Instrumentos de motor	- Dentro de límites
Combustible	- Controlar indicador de cantidad para un consumo normal - Controlar trasvase
Altímetro	- Reposicionar con altitud de transición

CRUCERO

Pasar a vuelo nivelado a la altitud establecida y reducir el empuje para la velocidad CAS o número Mach deseados, con el flujo de combustible computado previamente, de acuerdo a lo indicado en el APENDICE.

Controlar los instrumentos de motor y de vuelo, altitud de cabina indicadores de combustible y oxígeno, a intervalos frecuentes; controlar el combustible de las alas izquierda y derecha, verificando trasvase simétrico.

CARACTERISTICAS DE VUELO

Consultar la Sección VI para información relacionada con las CARACTERÍSTICAS DE VUELO.

DESCENSO OPERATIVO (de penetración)

Palanca desempañador	- A requerimiento
Deshielo de parabrisas	- A requerimiento
Calefacción de Pitot	- Controlar conectada
Presión Hidraúlica	- Controlar
Comando de empuje	- 85% RPM de N_1
Velocidad de vuelo	- 240 KCAS/0,52 Mach

Frenos aerodinámicos	- Afuera
Altímetro	- Ajustar

DESCENSO DE MAXIMO ALCANCE

Empuje	- Reducido
Frenos aerodinámicos	- Adentro
Velocidad	- Mantener 170 KIAS (planeo óptimo)

ANTES DEL ATERRIZAJE

Este control será cumplimentado antes de entrar al Circuito Patrón en vuelo VFR o cuando se haya obtenido autorización para volar una aproximación IFR

Presión hidraúlica	- Controlar dentro de la zona verde, selectar posición "SISTEMA"
Cantidad de combustible	- Controlar
Todas las luces de ALARMA y PRECAUCION	- Apagadas
Anti-bloqueo	- Presionar frenos, controlar luz de frenos se enciende momentáneamente en el panel de configuración

NOTA

Si la luz de frenos permaneciera encendida estando el freno aplicado, o bien no se encendiera, será indicativo de una anormalidad en el sistema anti-bloqueo. (verificar ambos interruptores conectados).

ATERRIZAJE

Siguiendo los procedimientos establecidos, se lograrán los resultados indicados en las Tablas de Performance para Aterrizaje.

Consultar el Apéndice para los DATOS DE ATERRIZAJE

Consultar la Sección V, LIMITACIONES DE PESO

Un aterrizaje típico se muestra en la Figura 2-6

TECNICA DEL ATERRIZAJE

La velocidad de aproximación final será de 1,3 V_{SO}

Las aproximaciones para todos los aterrizajes son aproximaciones con empuje aplicado.

La velocidad de toque será de 1.1 V_{SO}

La aproximación final en la trayectoria de planeo, deberá ser suave y con un empuje del 70% RPM de N_1 o más para permitir una aceleración rápida del motor en caso que fuera necesario dar empuje para un nuevo circuito. Teniendo cuidado de corregir el movimiento de cabeceo hacia abajo al reducir el comando de empuje antes del toque.
No efectuar aproximaciones con el motor reducido.

PRECAUCION

Después del toque o con viento cruzado no mayor de 5 nudos, continuar aumentando lentamente la presión sobre el bastón hacia atrás, para obtener un frenado dinámico.

Antes de la aplicación de los frenos, controlar que la rueda de nariz esté apoyada en tierra y la velocidad del avión esté por debajo de la velocidad para frenado normal, (ver Fig.5-3 en la Sección Limitaciones).

ATERRIZAJE CON VIENTO CRUZADO

Se deberá corregir la deriva en la aproximación final para el aterrizaje con viento cruzado. Utilizar la misma técnica descripta para aterrizaje normal, pero corregir la deriva antes del toque. Bajar la nariz tan pronto como sea posible después del toque. En ningún caso tratar de mantener la rueda de nariz por mucho tiempo sin apoyarla sobre la pista.

Prepararse para compensar la tendencia del ala a levantarse por efecto del viento, utilizando la deflexión máxima del alerón si fuera necesaria.

Consultar la Sección V, LIMITACIONES CON VIENTO CRUZADO.

ATERRIZAJE SOBRE UNA PISTA RESBALADIZA

Sobre una pista donde se sospeche que la efectividad de los frenos será mínima o nula, efectuar un aterrizaje de mínima distancia. Mantener una actitud de nariz alta para lograr un frenado dinámico, si las condiciones de viento cruzado lo permiten.

CIRCUITO DE ATERRIZAJE (típico)

OPUESTA INICIAL

Altitud	- 2000 pies o de acuerdo con las instrucciones del control
Velocidad	- 300 KCAS o de acuerdo con las instrucciones del control

VOLCADA

Inclinación	- 60 grados + 2"G"
Comando de empuje	- Reducido
Frenos aerodinámicos	- Afuera

INICIAL

Velocidad	- 175 KCAS máximo
Tren de aterrizaje	- ABAJO
Flaps	- MEDIO ó 20Ω
Indicación de tren "ABAJO y TRABADO"	- Controlar
Faro de aterizaje	- Encendido
Presión hidráulica	- Controlar dentro de la zona verde
Flaps	- ABAJO 35Ω
Velocidad	- 1,5 Vs_1

BASICA

Velocidad	- 1,7 V_{SO}
Tren y Flaps	- Controlar posición ABAJO y BIP de tren trabado

APROXIMACION FINAL

Altitud	- 500 pies sobre el terreno (Final estabilizada)
Velocidad	- 1,3 V_{SO}
Toque	- Con 1,1 V_{SO}

DESPUES DEL TOQUE

Comando de empuje	- REDUCIDO

NOTA

Con viento cruzado de 5 nudos o menos, la nariz del avión puede ser mantenida alta para lograr un frenado dinámico. Esta actitud puede ser controlada hasta una velocidad de 70 nudos. Si la rueda de nariz toca la pista inmediatamente después del aterrizaje, no intentar levantarla de nuevo para evitar el efecto de una rotación excesiva.

Frenos	- Aplicar, por debajo de la velocidad límite, (Fig.5-3 de la Sección LIMITACIONES)

ATERRIZAJE (típico)

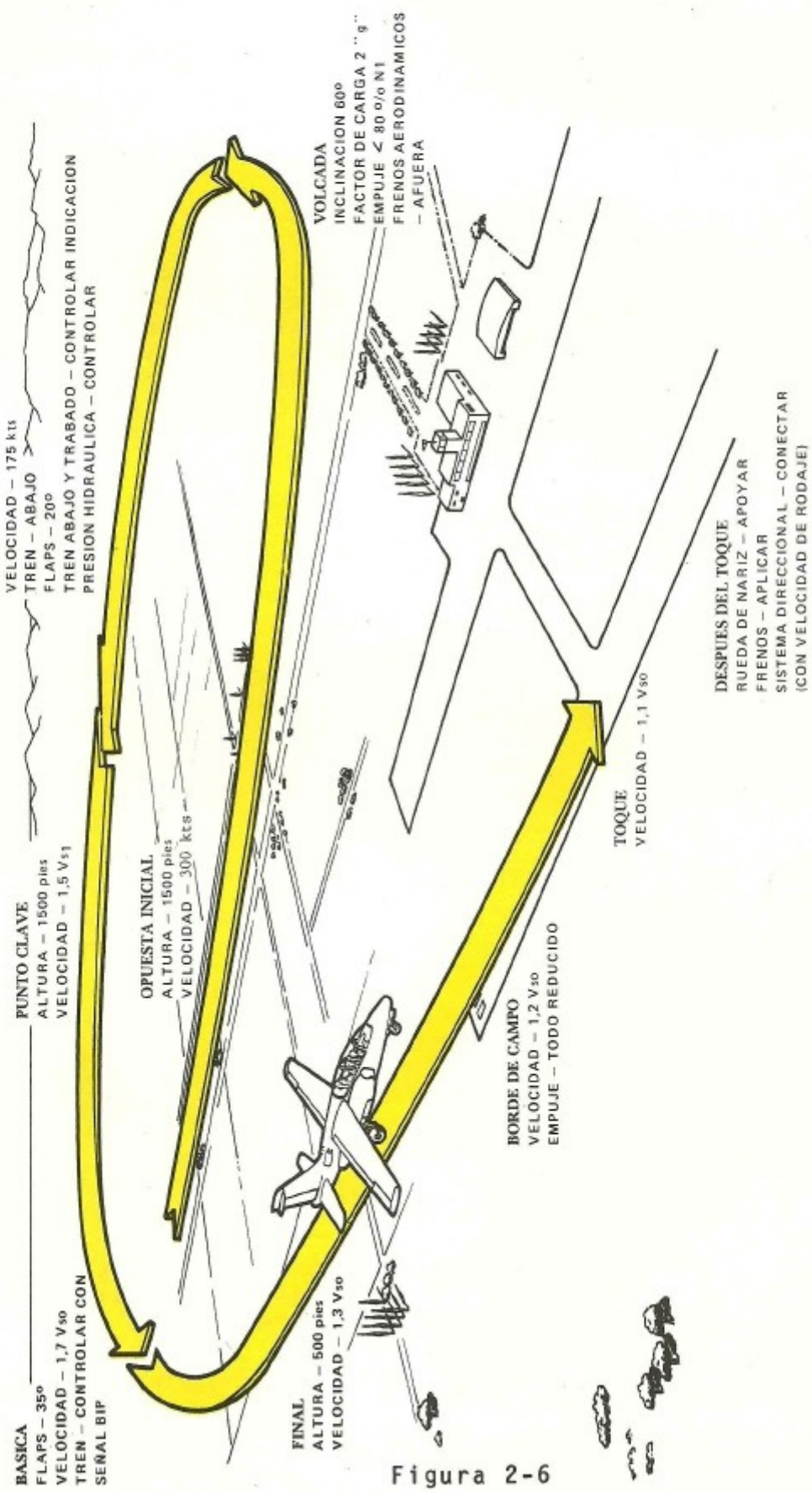


Figura 2-6

Tan pronto como se alcance la velocidad de rodaje, se puede conectar el Sistema Direccional de la rueda de nariz.

NOTA

Utilizar el frenado normal siempre que sea posible, para preservar los conjuntos de freno y la vida útil de los neumáticos. Cuando los frenos son aplicados con velocidades superiores a la velocidad normal para frenado, hacer aplicaciones intermitentes y cortes hasta alcanzar la velocidad segura de rodaje y continuar rodando para refrigerar los frenos.

En caso de emergencia, no dudar en aplicar los frenos con velocidad superior a la velocidad máxima de frenado; sin embargo, se deberán esperar daños en los frenos y neumáticos.

Si se ha aplicado frenos con velocidad superior a la velocidad máxima de frenado, anotarlo en la planilla FAA 102.

VUELTA DE PISTA

Comando de empuje	- Empuje MAXIMO, controlar los parámetros del motor
Frenos aerodinámicos	- ADENTRO
Flaps	- MEDIO (20º)

NOTA

Debido al incremento de empuje, la actitud de nariz arriba, puede ser considerable si el avión quedara compensado para velocidad de aterrizaje.

VUELTA DE PISTA (típica)

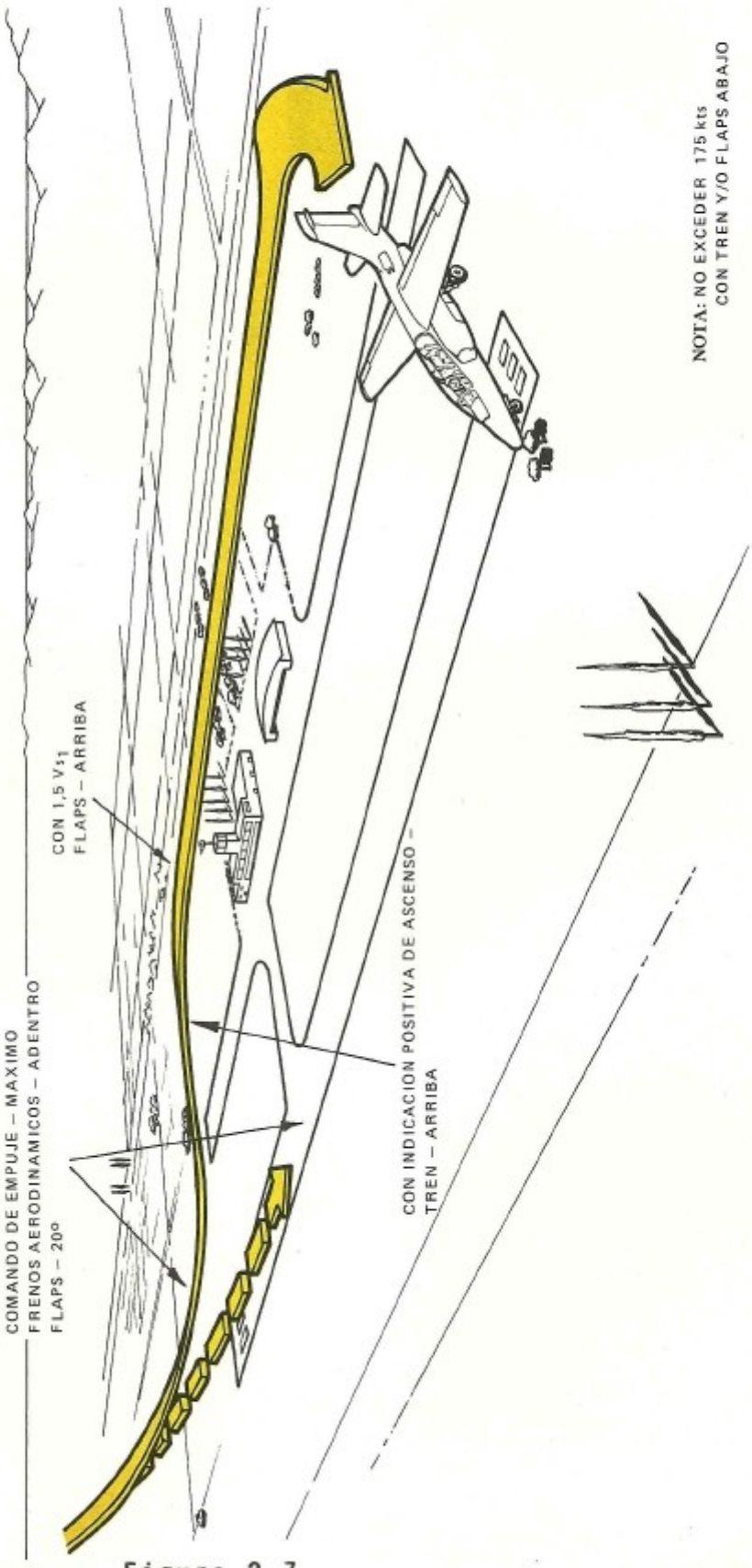


Figura 2-7

A) Si se dirige a CIRCUITO NORMAL:

Tren de aterrizaje	- ARRIBA, cuando la indicación de ascenso es positiva
Flaps	- ARRIBA con 1,5 V_{S1}

B) Si se dirige a INICIAL:

No subir tren ni flaps

PRECAUCION

No exceder 175 KIAS con tren y/o flaps abajo.

En la Fig. 2-7 se muestra una Vuelta de Pista (típica), considerando las dos variantes (A y B).

DESPUES DEL ATERRIZAJE

Después de salir de la pista, se deberá efectuar lo siguiente:

Manija de seguridad del asiento eyectable	- ARRIBA (posición horizontal)
Calefacción tubo Pitot (CALEFACCION PITOT)	- NO (desconectado)
Antihielo de parabrisas (PARABRISAS)	- NO (desconectado)
Deshielo de entrada de aire al motor (TOMA AIRE MOTOR)	- NO (desconectada)
Palanca desempañador	- Posición "MINIMO"
Alarma audible	- NO,(desconectada)
Faros de aterrizaje/rodaje	- A requerimiento
Flaps	- Arriba

Frenos aerodinámicos	- Adentro
Compensadores	- Colocar en zona verde
Horizonte de emergencia	- TRABADO
Equipos de navegación	- Desconectados
Cúpula	- A requerimiento

DETENCION DEL MOTOR

Calzas	- Colocadas

PRECAUCION

No coloque el freno de estacionamiento mientras los frenos estén calientes, el personal de mantenimiento podrá accionarlo después de 20 minutos, a fin de permitir la refrigeración de los conjuntos.

Cúpula	- Abierta
Horizonte de emergencia (HORIZ.EMERG.)	- NO,(desconectado)
AHRS (PLATAF.GIROSC.)	- NO,(desconectada)
OMEGA	- Desconectado
Comando de empuje	- Dos minutos en posición REDUCIDO, luego CORTADO

NOTA

Operar el motor con un 38% o menos de RPM de N_1 por un tiempo mínimo de 2 minutos, incluyendo el tiempo de rodaje antes de detener el motor.

Radios	- Desconectados
Iluminación	- Desconectada

Cuando se haya detenido totalmente la rotación del motor:

Barra de corte (Crash Bar)	- Abajo
Palanca de control alimentación de oxígeno	- Desconectada
Escalón	- Bajar
Fatigómetro	- Controlar
Planilla FAA 101/102/103	- Completar

SECCION III

PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA

CONTENIDO	PAGINA
LANZAMIENTOS DE CARGAS EXTERNAS EN EMERGENCIA	3-1
PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA EN TIERRA	3-1
ABANDONO DEL AVION EN TIERRA	3-1
DESPEGUE ABORTADO	3-2
FALLA DE FRENOS DE RUEDAS	3-2
FUEGO EN EL MOTOR DURANTE LA OPERACION EN TIERRA	3-4
PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA EN EL DESPEGUE	3-5
FALLA DE MOTOR O EXTINCION DE LLAMA DURANTE EL DESPEGUE	3-5
NEUMATICO REVENTADO DURANTE EL DESPEGUE	3-5
FALLA EN LA RETRACCION DEL TREN	3-6
FALLA EN LA RETRACCION DE LOS FLAPS	3-7
PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA EN VUELO	3-7
FALLA DE MOTOR EN VUELO	3-7
APAGADO DE LA LLAMA	3-7
FALLA DE MOTOR	3-7
FALLAS EN LA COMPUTADORA	3-8
FUNCIONAMIENTO ANORMAL DEL MOTOR	3-9
PERDIDA DE VELOCIDAD/EFICACIA DEL COMPRESOR	3-10
LUZ DE ALARMA DE BAJA PRESION DE ACEITE, ENCENDIDA	3-11
LUZ DE ALARMA DE FUEGO, ENCENDIDA	3-12
REENCENDIDO EN VUELO	3-13
REENCENDIDO INMEDIATO	3-13
REENCENDIDO NORMAL	3-14
REENCENDIDO MANUAL (1) (Sin arrancador)	3-15
REENCENDIDO MANUAL (2) (Con arrancador)	3-17
RECUPERACION DE LA PERDIDA DE CONTROL EN VUELO (Tirabuzón)	3-18
ALTURA Y VELOCIDAD DE EYECCION	3-19
EYECCION	3-19
FALLA DE LA SEPARACION AUTOMATICA PILOTO/ASIENTO	3-21
FALLA DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE	3-22
LUZ DE PRECAUCION DE BAJA PRESION DE COMBUSTIBLE (P.CMB.), ENCENDIDA	3-22
FALLA DEL SISTEMA DE TRASVASE DE COMBUSTIBLE	3-23
TRASVASE ASIMETRICO	3-24
GASES O HUMO/FUEGO DE ORIGEN ELECTRICO	3-24
LUZ DE PRECAUCION "ARTUR" ENCENDIDA	3-25

CONTENIDO PAGINA

FALLA DEL CONTROL DE TRIM DE PROFUNDIDAD 3-26
LUCES DE PRECAUCION DE CALEFACCION TUBO PITOT ENCENDIDAS 3-26
DAÑO ESTRUCTURAL/PERDIDA DE LA CUPULA 3-27
LUZ DE PRECAUCION DE DESHIELO ENCENDIDA 3-28
FALLA EN EL SISTEMA HIDRAULICO 3-29
LUZ DE PRECAUCION SISTEMA HIDRAULICO 1, ENCENDIDA 3-29
LUZ DE PRECAUCION SISTEMA HIDRAULICO 2, ENCENDIDA 3-31
LUZ DEL SISTEMA HID.2 ENCENDIDA Y LUZ RAM-AIR, APAGADA O ENCENDIDA 3-31
LUZ SISTEMA HID.1 Y LUZ RAM-AIR, ENCENDIDAS 3-32
LUCES DE HIDRAULICOS 1 y 2 ENCENDIDAS, LUZ RAM-AIR APAGADA O ENCENDIDAS 3-33
FALLA EN EL SISTEMA ELECTRICO 3-33
LUZ DE GENERADOR, ENCENDIDA 3-33
LUZ DE BATERIA, ENCENDIDA 3-34
LUZ DE SOBRETEMPERATURA DE BATERIA, ENCENDIDA 3-34
LUZ DE PRECAUCION DE INVERSOR, ENCENDIDA 3-35
FALLA EN EL SISTEMA DE PRESURIZACION 3-35
LUZ DE PRESION DE CABINA (P.CAB), ENCENDIDA 3-35
LUZ DE TEMPERATURA DE CABINA (T.CAB), ENCENDIDA 3-35
LUZ DE PRECAUCION DE OXIGENO, ENCENDIDA 3-36

PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA EN EL ATERRIZAJE 3-37
ATERRIZAJE DE EMERGENCIA CON MOTOR DETENIDO 3-37
EXTENSION DE EMERGENCIA DEL TREN DE ATERRIZAJE 3-40
UNA RUEDA DE TREN PRINCIPAL RETRAIDA 3-41
ATERRIZAJE CON RUEDA DE NARIZ RETRAIDA O DESTRABADA 3-41
ATERRIZAJE CON TREN RETRAIDO 3-42
AMERIZAJE 3-42
FALLA DEL SISTEMA DE FRENOS/ANTI-BLOQUEO 3-43
FALLA DE LOS FLAPS/ATERRIZAJE SIN FLAPS 3-43
ATERRIZAJE CON UN NEUMATICO REVENTADO 3-44
ENGANCHE DE BARRERA 3-44

INDICE DE FIGURAS

FIGURA	TITULO	PAGINA
3-1	ENTRADA DE EMERGENCIA	3-3
3-2	DOMINIO DE REENCENDIDO EN VUELO	3-16
3-3	ALTURAS MINIMAS PARA EYECCION SEGURA	3-20
3-4	MAXIMA DISTANCIA DE PLANEO	3-38
3-5	CITRCUITO DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA CON MOTOR DETENIDO (Típico)	3-39

LANZAMIENTO DE CARGAS EXTERNAS EN EMERGENCIA

Botón "EMERG. JETT"	- PRESIONAR

PRECAUCION

Si el tren de aterrizaje no está arriba cuando se lanzan las cargas externas, puede ocurrir que el mismo sufra daños por impacto contra esas cargas. Si es posible, solicitar ser acompañado por otro avión para inspeccionar visualmente el tren antes del aterrizaje.

PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA EN TIERRA

ABANDONO DEL AVION EN TIERRA

Ante cualquier situación que demande un abandono rápido, proceder de la siguiente manera:

MANIJA DE SEGURIDAD DEL ASIENTO EYECTABLE	- ARRIBA (horizontal),si el tiempo lo permite
HEBILLAS DE CONEXION ARNES-ASIENTO	- Levantar capuchones y desconectar
HEBILLAS DE CONEXION DEL PAQUETE DE SUPERVIVENCIA	- PRESIONAR y DESCONECTAR
CORREAS DE RETRACCION DE PIERNAS	- SOLTAR
OXIGENO Y FICHA DE RADIO	- DESCONECTAR
CUPULA	- ABRIR

Si la cúpula no se abre:

CUPULA	- FRAGILIZAR
CABINA	- ABANDONAR

NOTA

Cada tripulante deberá fragilizar la sección de cúpula que le corresponda.

DESPEGUE ABORTADO

COMANDO DE EMPUJE	- REDUCIDO O CORTADO
FRENOS AERODINAMICOS	- AFUERA
FRENOS NORMALES	- APLICAR A REQUERIMIENTO

FALLA DE FRENOS DE RUEDAS

Puede producirse por fallas mecánicas, hidráulicas o por una falla en el sistema anti-bloqueo.

Cuando se sospeche una falla de frenos:

Frenos	- SOLTAR
Llave anti-bloqueo	- DESCONECTADA (NO)
Frenos	- APLICAR en forma suave e intermitente para evitar bloqueo de ruedas

Si los frenos actúan, controlar la presión del acumulador de frenos.

Si vuelven a fallar:

Palanca de freno de emergencia	- GIRAR en sentido de las agujas del reloj
Cabina	- Abandonar

ENTRADA DE EMERGENCIA

PARA FRAGILIZAR LA CUPULA ROMPER LA TAPA DE PLASTICO DE CUALQUIERA DE LOS DOS LADOS DE LA NARIZ DEL AVION, EXTENDER COMPLETAMENTE EL CABLE DE FRAGILIZACION Y TIRAR EN LA DIRECCION DEL VUELO

MANIJA EXTERNA DE FRAGILIZACION DE CUPULA

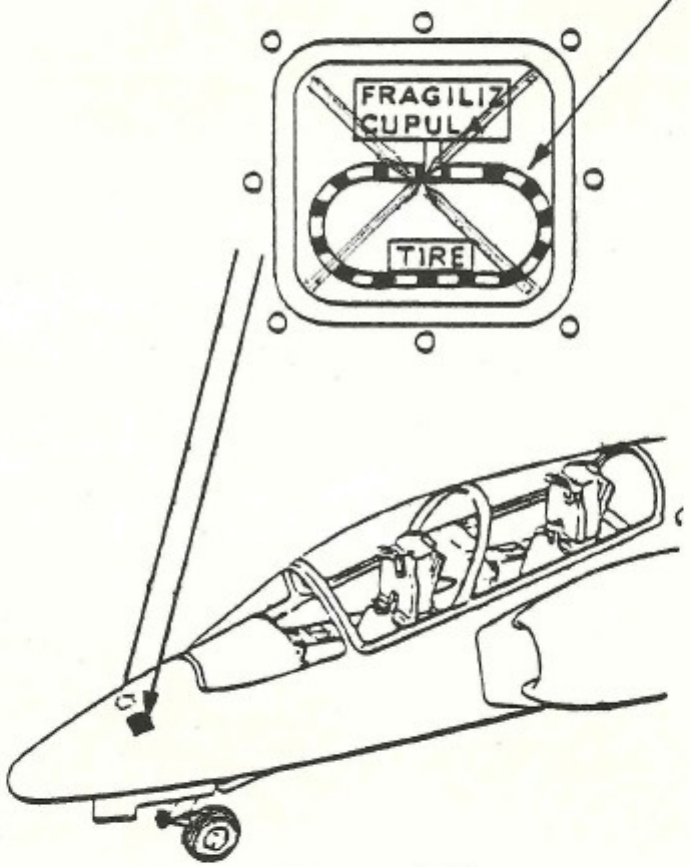


Figura 3-1

PELIGRO

AL ACCIONAR LA MANIJA DE FRAGILIZACION, MIRAR EN EL SENTIDO DE VUELO; NO DEBERA HABER PERSONAL EN LAS CERCANIAS DEL MARCO DE CUPULA, PARA EVITAR POSIBLES HERIDAS. LAS PARTICULAS DE VIDRIO CUBRIRAN UN AREA DE APROXIMADAMENTE 3 m ALREDEDOR DEL AVION.

NOTA

Si es imposible fragilizar la cúpula, romper las transparencias ubicadas detrás de cada uno de los tripulantes,por medio de un hacha u otro elemento a lo largo del marco de la cúpula.

PELIGRO

PARA ASEGURAR LOS ASIENTOS EYECTABLES, LEVANTAR LA MANIJA DE SEGURIDAD UBICADA EN EL LADO DERECHO DEL ASIENTO.(Posición horizontal)

FUEGO EN EL MOTOR DURANTE LA OPERACION EN TIERRA

Si se enciende(n) la(s) luz(luces) de alarma de incendio o existe indicios de fuego.

COMANDO DE EMPUJE	- CORTADO
LLAVES DE BATERIA	- CONECTADAS (SI) ó EXT.
CORTE DE COMBUSTIBLE (Llave con capuchón rojo)	- ACCIONAR (CORTE)
LLAVE DE ENCENDIDO (IGNICION)	- Posición "VENT"
LLAVE SELECTORA DE PUESTA EN MARCHA (ARRANQUE)	- CONECTAR con N_2 menor al 10%, hasta que todo indicio de fuego haya desaparecido
CRASH BAR	- ABAJO

PELIGRO

SI EL FUEGO PERSISTE, ABANDONAR EL AVION INMEDIATAMENTE.

PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA EN EL DESPEGUE:

FALLA DE MOTOR O EXTINCION DE LA LLAMA DURANTE EL DESPEGUE

Si se ha decidido abortar el despegue (Velocidad de decisión)	- Proceder como está descripto en DESPEGUE ABORTADO

Si se ha decidido continuar el despegue:

COMANDO DE EMPUJE	- MAXIMO
BOTON DE REENCENDIDO	- OPRIMIR (Máximo)
ITT	- CONTROLAR incremento dentro de límites (soltar con 300ºC)

PRECAUCION

Una inyección adicional de combustible puede originar una sobretemperatura en el motor.

Si no se obtiene todo el empuje:

Llave de computadora	- Selectar MANUAL
Llave de ignición	- Selectar MANUAL
Cargas externas	- LANZAR

Si el empuje es insuficiente para un vuelo seguro:

Efectuar un circuito de emergencia con motor detenido

Si no es posible:

EYECTESE

NEUMATICO REVENTADO DURANTE EL DESPEGUE

La decisión de continuar o abortar el despegue, dependerá de la velocidad alcanzada al reventar el neumático, de la condición meteorológica, y de las condiciones y longitud de pista remanente.

Si se ha decidido ABORTAR el despegue:

COMANDO DE EMPUJE	- REDUCIDO ó CORTADO
FRENOS AERODINAMICOS	- AFUERA
ANTI-BLOQUEO	- DESCONECTAR (NO)
FRENOS NORMALES	- APLICAR A Requerimiento

PRECAUCION

El control direccional del avión puede hacerse dificultoso. Utilizar el sistema direccional de la rueda de nariz,freno opuesto al neumático con problema y timón de dirección como sea necesario

Si se continúa el despegue	- NO SUBIR EL TREN

Proceder con la emergencia de ATERRIZAJE CON UN NEUMATICO REVENTADO.

FALLA EN LA RETRACCION DEL TREN

Velocidad	- Mantener inferior a 175 KCAS
Fusibles del tren de aterrizaje	- ADENTRO
Palanca de tren	- Reciclar nuevamente

Si el tren no sube:

Palanca de tren	- ABAJO
Indicadores	- CONTROLAR
Si el peso del avión lo permite	- Dirigirse al aterrizaje

PRECAUCION

Si en el panel de configuración quedan encendidas las luces: "FRENO" (ámbar) y TAPAS (roja) indican tren arriba NO TRABADO.
Por lo tanto: PALANCA DE TREN - ABAJO y dirigirse al aterrizaje (Peso máximo de aterrizaje 4560 Kg).

FALLA EN LA RETRACCION DE LOS FLAPS

Velocidad	- MANTENER por debajo de 175 KCAS
Fusible de flaps	- ADENTRO
Palanca de flaps	- Reciclar nuevamente

Si los flaps no pueden ser subidos:

Palanca de flaps	- MEDIO ó ABAJO

NOTA

Seleccionar una posición de la palanca de flaps lo más aproximada posible a la posición que tienen los flaps en ese momento.

PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA EN VUELO

FALLA DE MOTOR EN VUELO

APAGADO DE LA LLAMA

Si el motor falla debido a un apagado anormal de la llama, producida por una probable deformación en el flujo de aire, ingestión de agua, acumulación de hielo, daño por objetos extraños o falta de alimentación de combustible, efectuar: Procedimiento Normal de Reencendido en vuelo

Si se sospecha un daño interno del motor, el piloto deberá decidir si intenta ó no un reencendido en vuelo.

FALLA DE MOTOR

La indicación más clara de una falla inminente de motor, es la baja presión de aceite o un cambio anormal en las velocidades de N_1 N_2 o de ITT. También puede ser debida a una variación en el flujo de combustible.

Cuando hay una baja presión de aceite indicada con el módulo rojo "P.ACEI" encendido, ó la velocidad de rotación (N_1) es anormal y se notan vibraciones ó ruidos anormales en el motor:

COMANDO DE EMPUJE - Potencia MINIMA posible

ATERRIZAR LO ANTES POSIBLE

Si la vibración y el ruido anormal en el funcionamiento se vuelven cada vez más graves, es probable un engranamiento del motor.

COMANDO DE EMPUJE - CORTADO

CORTE DE COMBUSTIBLE (Llave con capuchón rojo) - CERRADO

Llave de generador - Desconectado (NO)

Aterrizaje de emergencia con motor detenido - EJECUTAR

Si es imposible:

EYECTESE

NOTA

Durante maniobras de vuelo invertido se encenderá "P.ACEI" y sonará la alarma audible conjuntamente con el encendido de la luz roja WARNING

FALLAS EN LA COMPUTADORA

Cuando se enciende el módulo rojo "M.MAN" en combinación con la luz de ALARMA (WARNING), proceder como sigue:

Instrumentos de motor - CONTROLAR dentro de límites

Comando de empuje - REPOSICIONAR a requerimiento

Llave de la computadora - Posición "MAN", luego "AUTO"

NOTA

Si la computadora queda inoperativa y el motor funciona en forma normal, la llave de la computadora deberá permanecer colocada en posición "AUTO" para protección contra una sobrevelocidad. (109% N_1 ó 110% N_2)

NOTA

Si el funcionamiento del motor se vuelve anormal consultar el procedimiento para FUNCIONAMIENTO ANORMAL DEL MOTOR.

FUNCIONAMIENTO ANORMAL DEL MOTOR

Se pueden presentar dos (2) casos:

1º) La velocidad de N_1 ó N_2 decrece ó no hay correspondencia con la posición del comando de empuje

Comando de empuje - REDUCIR

Llave de la computadora - MANUAL (MAN)

Comando de empuje - A requerimiento

Si en esta condición el motor se comporta en forma normal, continúe el vuelo en este modo. (La aceleración y desceleración es más lenta y los límites pueden ser alcanzados). Diríjase al aterrizaje

2º) La velocidad de N_1 es superior al 100% y no responde a los cambios del comando de empuje:

Llave de la computadora - POSICION "AUTO"

Dirigirse al aterrizaje y una vez asegurado, detener el motor.

PRECAUCION

No colocar la llave de la computadora en posicion "MAN" cuando la velocidad de N_1 es superior al 100%.

NOTA

Cuando se opera en modo automático (computadora en "AUTO"), ésta provee dos limitaciones de sobrevelocidad del 109% N_1 ó 110% N_2 que producen la detención del motor. Antes de alcanzar estas velocidades, el motor debe superar el límite del governol Mecánico de 105% N_2. Esto significa que cuando el motor opera en MODO MANUAL (Computadora MAN) solo existe el límite del governol. Sin embargo, si el motor excede las limitaciones de velocidades dadas en la Sección V, ATERRIZAR LO ANTES POSIBLE.

PRECAUCION

Si el motor excede los límites de ITT, dados en la Sección V, pueden originarse graves daños al motor.

Comando de empuje - CORTADO, después de haber asegurado el aterrizaje

Si el motor fué detenido en vuelo, ejecutar el procedimiento para:

Aterrizaje de emergencia con motor detenido

PERDIDA DE VELOCIDAD Ó DE EFICACIA DEL COMPRESOR DEL MOTOR

La pérdida de velocidad ó de eficacia del compresor puede ser reconocida por un incremento anormal de la ITT y una reacción lenta de la velocidad de N_1 a los movimientos del comando de empuje, o una reducción rápida o fluctuaciones de la velocidad del motor.

Una vez que se ha detectado el fenómeno de pérdida en el compresor:

Comando de empuje - REDUCIDO hasta haber eliminado la condición

NOTA

Si la pérdida de velocidad ó eficacia del compresor ocurre con un alto ángulo de ataque y con baja velocidad, reducir el ángulo de ataque y aumentar la velocidad del avión.

Si la condición no puede ser eliminada:

Comando de empuje - CORTADO

Tratar de efectuar un procedimiento de reencendido en vuelo.

NOTA

Si la pérdida de velocidad ó eficacia del compresor ocurre en alto nivel, descender hasta una altitud más baja para facilitar la recuperación del compresor.

LUZ DE ALARMA DE BAJA PRESION DE ACEITE, ENCENDIDA

Condiciones de vuelo - MANTENER 1 "G"

NOTA

La luz de alarma de baja presión de aceite puede encenderse además, cuando se aplican valores de "G" igual a 0 o "G" negativa. La presión de aceite deberá restablecerse al volver a la condición de vuelo normal. Para las limitaciones del sistema de aceite del motor, consultar la Sección V.

Grandes aceleraciones (factores de carga diferentes a +1 "G") - EVITAR

Comando de empuje - Potencia MINIMA para mantener vuelo nivelado

Presión y temperatura de aceite	- OBSERVAR
Cambios en el Comando de Empuje	- EVITAR, hasta que el aterrizaje esté asegurado

ATERRIZAR LO ANTES POSIBLE

LUZ (LUCES) DE ALARMA DE FUEGO, ENCENDIDA(S)

Comando de empuje	- Potencia MINIMA

Si las luces se apagan o el fuego no puede ser confirmado,o bien, si únicamente permaneciera encendida la luz FIRE HOT AREA, sin indicios visibles de fuego en el motor:

ATERRIZAR LO ANTES POSIBLE

Si hay indicios visibles de fuego, humo o explosiones:

COMANDO DE EMPUJE	- CORTADO
CORTE DE COMBUSTIBLE (Llave con capuchón rojo)	- ACCIONADO
VELOCIDAD	- La necesaria para el mejor planeo (5 unidades de AOA)
Bomba de combustible	- DECONECTADA
Llave del generador	- DESCONECTADA

Si el fuego se apaga:

Aterrizaje de emergencia con motor detenido	- EFECTUAR

Si el fuego persiste o el aterrizaje de emergencia con motor detenido es imposible:

EYECTESE

REENCENDIDO EN VUELO

Clasificación del reencendido:

- REENCENDIDO INMEDIATO - Computadora en Modo Automático sin utilizar el arrancador.
- REENCENDIDO NORMAL - Computadora en Modo Automático, utilizando el arrancador.
- REENCENDIDO MANUAL (1)- Computadora en Modo Manual sin utilizar el arrancador.
- REENCENDIDO MANUAL (2)- Computadora en Modo Manual utilizando el arrancador.

REENCENDIDO INMEDIATO

El reencendido inmediato es posible hasta una velocidad MINIMA de RPM (N2) del 15%, pero cuanto más alta sea la velocidad del motor para el reencendido, más rápidamente se dispondrá del empuje proporcionado por éste.

Condición necesaria: N_2 más del 30% de RPM

Identificación rápida para poder aplicarlo:

En el despegue : Pérdida de empuje

Con el comando de empuje en posición MAXIMO, presionar el botón de ignición/enriquecimiento, hasta notar un incremento constante de ITT. **Antes de los 300ºC (en todos los casos), el botón deberá soltarse para evitar un pico de ITT muy elevado en el reencendido.**

Otras fases del vuelo

Identificación: Pérdida de empuje más luz roja "WARNING" que se encenderá al disminuir N_2 por debajo del 45% de RPM.

Procedimientos

Comando de empuje - CORTADO

Bomba de combustible - CONECTADA

Botón ignición/enriquecimiento	- Presionar rápidamente
Comando de empuje	- REDUCIDO
Botón de ignición/enriquecimiento	- SOLTAR, cuando se note un incremento constante de la ITT (más de 300ºC)

NOTA

Cuando se presione el botón de ignición/enriquecimiento deberá encenderse la luz de IGNICION, si no ocurre antes de llevar el comando de empuje a REDUCIDO, efectuar:

Llave de encendido (IGNICION)	- Posición "MANUAL"

Luego del reencendido, proceder con los pasos siguientes:

Llave de encendido (IGNICION)	- Posición "AUTO"

PRECAUCION

El cebado o enriquecimiento de combustible con baja velocidad o gran altitud, puede producir sobretemperatura en el motor; es recomendable presionar el botón únicamente hasta el punto medio donde se obtiene encendido sin enriquecimiento.

REENCENDIDO NORMAL

Condición necesaria: N_2 menor del 25% RPM

Si el reencendido inmediato no hà sido posible, proceder de la siguiente manera:

(a) Computadora	- Posición "AUTO"
(b) Comando de empuje	- CORTADO

(c) Bomba de combustible - CONECTADA (SI)

(d) Llave del arrancador - SI (conectada) 2 segundos
(Luz de IGNICION y ARRANQUE encendidas)

(e) Comando de empuje (N_2 más del 15% RPM) - REDUCIDO

En el punto (d), si al accionar el arrancador la luz "ARRANQUE" se enciende pero nó la de "IGNICION", proceder como sigue:

Llave de encendido (IGNICION) - "MANUAL"
Continuar desde el punto (e)

Luego del reencendido:

Bomba de combustible - "AUTO"

Llave de encendido (IGNICION) - "AUTO"
(si ha sido accionada)

PRECAUCION

En el punto (e), si la ITT no aumenta, presionar el botón de ignición/enriquecimiento hasta los 300 a 400ºC de ITT.

Verificar que la luz del arrancador se apague al 50% de RPM de N_2 caso contario:

Llave de arrancador - CORTADO, luego neutro

REENCENDIDO MANUAL (1) (Sin Arrancador)

Verificar la velocidad de rotación de N_2, (óptimo entre el 30 y el 40% de RPM)

Si las condiciones lo permiten, las RPM de N_2 pueden ser incrementadas aumentando la velocidad del avión. (Dentro de lo posible).

Proceder como sigue:

DOMINIO DE REENCENDIDO EN VUELO

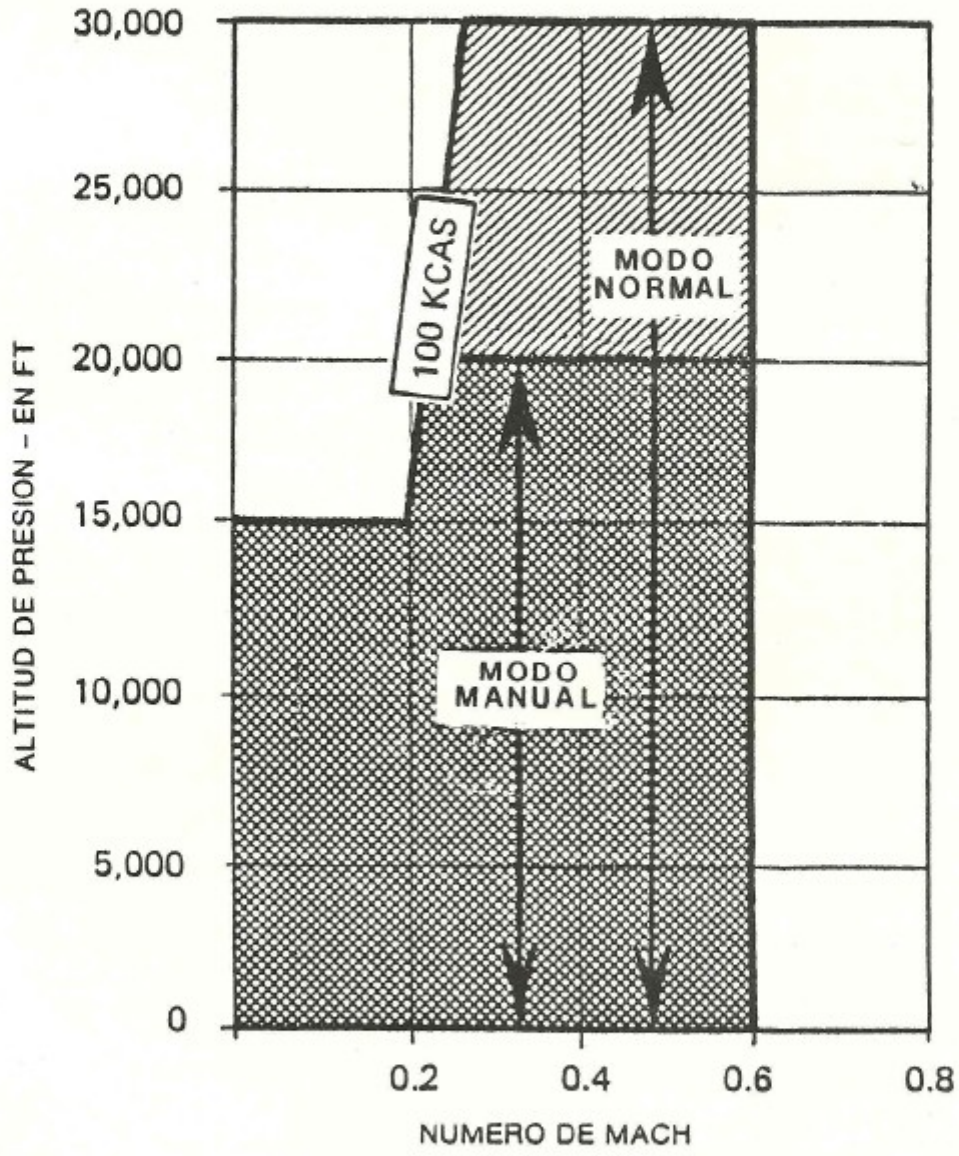


Figura 3-2

Computadora	- MANUAL
Bomba de combustible	- CONECTADA (SI)
Comando de empuje	- CORTADO
Llave de encendido (IGNICION)	- MANUAL
Comando de empuje	- REDUCIDO

NOTA

Recordar que ésta operación es considerada anormal, por lo tanto, la respuesta del motor es lenta y con parámetros bajos.

Si se produjo el reencendido:

Bomba de combustible	- AUTO
Llave de encendido (IGNICION)	- AUTO

REENCENDIDO MANUAL (2) (Con arrancador)

Comando de empuje	- CORTADO
Computadora	- MANUAL
Bomba de combustible	- CONECTADA (SI)
Comando de empuje	- REDUCIDO
Llave del arrancador	- SI (Conectada) y mantener hasta el 50% de N_2, luego SOLTAR
Luces de "ARRANQUE" e "IGNICION"	- Encendidas

PRECAUCION

Si la luz de arranque sigue encendida después de haber soltado la llave:

Llave del arrancador	- CORTADO (STOP)

Si la luz de IGNICION no se apaga después de haber soltado la llave del arrancador:

Llave de encendido (IGNICION)	- VENTILACION, luego AUTO

RECUPERACION DE LA PERDIDA DE CONTROL EN VUELO (Tirabuzón)

PRECAUCION

Cargas externas eyectar.

Comandos de vuelo	- Posición NEUTRAL
Comando de empuje	- REDUCIDO
Frenos aerodinámicos, tren, flaps	- ADENTRO
Si se desarrolla un tirabuzón:	
ALERON	- TODO EN DIRECCION DEL GIRO DEL TIRABUZON (DE ACUERDO A LO MOSTRADO EN LA AGUJA INDICADORA DE VIRAJE)
Timón de dirección	- Posición NEUTRAL
Timón de profundidad	- Tope cabrear
Indicadores de TRIM	- CONTROLAR Posición NEUTRAL (Profundidad)
Tan pronto como se detenga la rotación:	
COMANDOS	- Posición NEUTRAL

PELIGRO

SI LOS COMANDOS DE VUELO NO SON COLOCADOS EN POSICION NEUTRAL TAN PRONTO COMO SE DETENGA LA ROTACION, ES PROBABLE QUE EL TIRABUZON COMIENCE EN SENTIDO CONTRARIO.

ALTURAS Y VELOCIDAD DE EYECCION

La altura mínima recomendada para eyección es de 10000 pies sobre el terreno,si el avión está fuera de control. En vuelo controlado 2000 pies son suficientes.

Las alturas mínimas para una eyección segura, bajo diferentes condiciones de velocidad, ángulo de inclinación y de picada, están representadas en la figura 3-3.

Si las condiciones lo permiten, la velocidad de eyección recomendada es de 225 KCAS o menos en vuelo recto y nivelado.

EYECCION

Si el tiempo y las condiciones lo permiten:

- Reducir la velocidad
- Tomar altura
- Dirigir el avión hacia un área despoblada
- Avisar al otro tripulante sobre la situación y la decisión de eyectarse
- Asegurar todo equipamiento suelto en la cabina
- Controlar si los arneses están bien ajustados
- Posicionar el comando de empuje en REDUCIDO, antes de la eyección

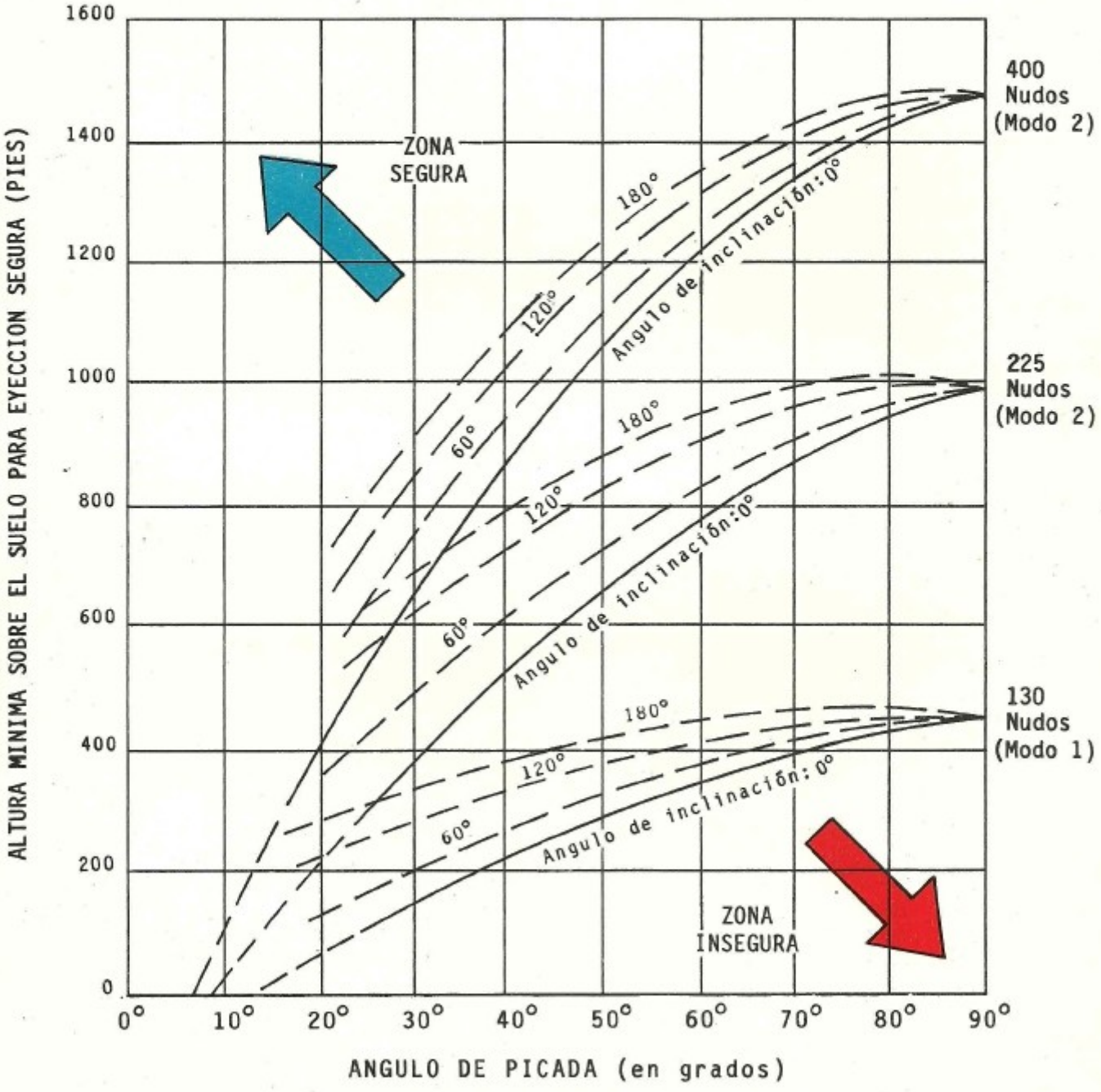
Asumir la posición para eyección

PELIGRO

CUALQUIERA DE LOS DOS TRIPULANTES PUEDE INICIAR LA SECUENCIA DE EYECCION. EN ESE CASO, EL OTRO TRIPULANTE DEBERA SER ALERTADO PARA QUE ASUMA LA POSICION CORRECTA PARA SU EYECCION, TENIENDO LAS MANOS SOBRE LA MANIJA DE DISPARO DEL ASIENTO PARA EVITAR POSIBLES HERIDAS, SIN EMBARGO, EL TRIPULANTE QUE ESTA EN EL PUESTO TRASERO DEBERIA SER SIEMPRE EL PRIMERO EN EYECTARSE.

MANIJA DE DISPARO - ACCIONAR

ALTURAS MINIMAS PARA EYECCION SEGURA
ASIENTO DELANTERO
(Retardo 0,6seg.)



RETARDO DISPARO MOTOR COHETE:
MODO BAJA VELOCIDAD (MODO 1): 0,30 seg.
MODO ALTA VELOCIDAD (MODO 2): 1,30 seg.

Figura 3-3

PELIGRO

CON UNA MANO, TOMAR LA MANIJA DE DISPARO DEL ASIENTO, SUJETAR LA MUÑECA CON LA OTRA MANO; ASEGURARSE QUE LA MANIJA DE DISPARO ESTE COMPLETAMENTE DESPLEGADA.

FALLA DE LA SEPARACION AUTOMATICA DE PILOTO/ASIENTO

Si en alguna fase después de la activación del asiento se advierte que el mismo no funciona correctamente:

MANIJA DE SEPARACION DE EMERGENCIA	- ACCIONAR

PELIGRO

NO SE RECOMIENDA UTILIZAR LA SEPARACION MANUAL DEL ASIENTO CON ALTITUDES SUPERIORES A LOS 14000 PIES, SOBRE EL NIVEL DEL MAR, DADO QUE NO SE DISPONE DE OXIGENO DE EMERGENCIA DESPUES DE LA SEPARACION DE PILOTO/ASIENTO. SIN EMBARGO, ESTA DECISION DEBERA SER TOMADA POR EL PILOTO SIEMPRE EN BASE A LA ALTURA DEL TERRENO SOBRE EL QUE SE ESTA VOLANDO.

DESPUES DE LA EYECCION

VELAMEN	- CONTROLAR abierto y sin cuerdas "montadas"

Si la caída debe efectuarse sobre agua:

MASCARA	- QUITAR, debajo de 5000 pies
PAQUETE DE SUPERVIVENCIA	- SOLTAR
ARNES	- SOLTAR (al toque con el agua)

NOTA

Si el aterrizaje es sobre tierra y se ha soltado el paquete de supervivencia, desconectar el cable del mismo poco antes del toque en el terreno

FALLA DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE

LUZ DE PRECAUCION DE BAJA PRESION DE COMBUSTIBLE (P.CMB.), ENCENDIDA

El encendido momentáneo de la luz, indica que la presión de combustible ha caído por debajo de los valores normales y como consecuencia se conectará automáticamente la bomba sumergida eléctrica. La activación del circuito automático de la bomba sumergida eléctrica, con o sin encendido momentáneo de la luz "P.CMB." indica normalmente una falla de la bomba eyectora de baja presión a no ser que algunas maniobras de vuelo, con valores de "G" Negativa, (durante un tiempo prolongado) hayan causado una caída momentánea de la presión de combustible.

Luz de bomba sumergida eléctrica de combustible (BOMBA SUMERG) - CONTROLAR

Si la luz "P.CMB." está apagada y la luz de la bomba sumergida eléctrica de combustible, está encendida:

"G" Positiva
- MANTENER
- ATERRICE DE INMEDIATO

PRECAUCION

Con una falla en la bomba eyectora y con la bomba sumergida eléctrica de combustible funcionando, están prohibidas las maniobras con cero "G" o "G" negativa.

Si la luz "P.CMB." se enciende y la luz de la bomba sumergida eléctrica de combustible está apagada:

Bomba sumergida eléctrica de combustible - CONECTADA (SI), controlar luz encendida

Si la luz "P.CMB." permanece encendida, probablemente la bomba eyectora está funcionando correctamente y la caída de presión es causada por el filtro saturado con partículas o por pérdidas en el sistema de combustible.

PRECAUCION

Si se experimenta una situación de baja presión de combustible, solo se dispondrá del máximo empuje del motor con altitudes inferiores a 2000 pies.

FALLA DEL SISTEMA DEL TRASVASE DE COMBUSTIBLE

Un trasvase asimétrico de los tanques de ala, produce una descompensación que cambia continuamente, volando a velocidad constante. Si se produce una falla en el trasvase, se encenderá la luz de precaución "PRES.TRANS." correspondiente, en el panel de combustible.

Llave de trasvase de combustible - SELECTAR en EXT. o INT. según el tanque que corresponda.

Para los tanques de punta de ala no hay un medio establecido para recuperar el combustible no trasvasado. A pesar de ello, puede asegurarse una compensación lateral adecuada para un aterrizaje normal con un tanque de punta de ala completamente lleno. No obstante, se recomienda en este caso, colocar los flaps en 20º ó 0º.

En caso de falla en el trasvase, los tanques interiores de ala, alimentan el tanque de fuselaje por gravedad. Los últimos 40 Kg. pueden ser recuperados mediante un control cruzado del avión; el tanque podrá vaciarse colocando un ángulo de inclinación lateral de 5º.

NOTA

Con el tanque de fuselaje parcialmente lleno,el vaciado por gravedad de un tanque de ala lleno demorará aproximadamente 5 minutos.

TRASVASE ASIMETRICO

Puede ocurrir un trasvase asimétrico desde los tanques interiores del ala debido a un ángulo de inclinación constante del avión o por un trasvase insuficiente desde un lado (tanques de punta de ala vacíos).

Selector de cantidad de combustible	- Controlar lado izq.y der.

Si la diferencia es superior a 50 Kg.

Llave de trasvase de combustible	- Selectar "EXT" el tanque con nivel más bajo de combustible
Selector de cantidad de combustible	- Controlar lado izq.y der. cada 5 minutos aproximadamente

Cuando la cantidad de combustible sea la misma en ambos lados:

Llave de trasvase que estaba en "EXT."	- Selectar "AUTO"

GASES O HUMO/FUEGO DE ORIGEN ELECTRICO

Cualquier olor o humo no identificado en la cabina deberá ser considerado tóxico.

NOTA

No debe confundirse la condensación del aire acondicionado, con humo.

OXIGENO	- 100%
AIRE ACONDICIONADO	- DESCONECTADO (NO)
Altitud segura	- ALCANZAR (por debajo de los 25000 pies)

Ventilación de emergencia (VENTILAC.EMERG.) - SELECTAR

PRECAUCION

Con temperatura de aire exterior inferior a 0ºC deberá esperarse una posible formación de hielo en parabrisas y cúpula.

Palanca burlete de hermetización - DESINFLADO

Equipamiento eléctrico no necesario - DESCONECTAR

Si se sospecha que los gases o humos son causados por un fuego de origen eléctrico, y si las condiciones lo permiten:

Crash Bar - ABAJO

Todo equipamiento eléctrico - DESCONECTAR

Baterías, generador, inversores - CONECTAR

Equipamiento eléctrico requerido - CONECTAR, uno por vez para poder determinar el circuito que falla

ATERRIZAR LO ANTES POSIBLE

LUZ DE PRECAUCION "ARTUR", ENCENDIDA (Simulador de esfuerzos de comando).

PELIGRO

SI SE ENCIENDE LA LUZ DE PRECAUCION "ARTUR" CON VELOCIDADES SUPERIORES A 290 KCAS, SE PUEDEN PRODUCIR OSCILACIONES INDUCIDAS POR EL PILOTO. PARA CORREGIR LOS CAMBIOS DE CABECEO, EFECTUAR SUAVES PRESIONES SOBRE LOS COMANDOS.

Presión sobre el bastón de mando - REDUCIR y MANTENER factor de carga (1 "G")

Velocidad de vuelo	- REDUCIR por debajo de 280 KCAS.

PELIGRO

EL AVION ES COMPLETAMENTE CONTROLABLE CON VELOCIDADES INFERIORES A LOS 280 KCAS, PERO PUEDE SER MAS SENSIBLE A LOS MOVIMIENTOS DEL COMANDO DE PROFUNDIDAD

FALLA DEL CONTROL DE TRIM DE PROFUNDIDAD

En caso de falla del control de trim, proceder como sigue:

Velocidad	- REDUCIR
Capuchón compensador de emergencia	- DESTRABAR
Llave compensador de emergencia	- ACCIONAR a requerimiento
Fusible del trim	- CONTROLAR ADENTRO

LUCES DE PRECAUCION DE CALEFACCION TUBO PITOT

Las luces de precaución de la calefacción del tubo Pitot, en los puestos delantero y trasero, son independientes e indican una falla de la corriente eléctrica que va a los sensores T1 y T2 respectivamente.

En caso de falla del GENERADOR, el relay de Unión de Barras desconectará la **BARRA NO ESENCIAL de Corriente Continua**, y por consiguiente, quedará sin calefacción el Sensor T2, encendiéndose la luz "PITOT" del puesto trasero. Las luces Pitot pueden encenderse además; por Falla en algún elemento de los sensores, corte de la llave principal, o por desconexión del fusible en el tablero de la cabina delantera, (ver Sistema Anemométrico en la Sección I).

Si la luz de precaución de calefacción del tubo Pitot se enciende sin ningún motivo aparente:

LLAVE CALEFACCION TUBO PITOT	- CONECTADA (SI)
FUSIBLE DE CALEFACCION TUBO PITOT	- ADENTRO

Si la luz continúa encendida:

Formación de hielo	- EVITAR

PELIGRO

EN CASO DE FORMACION DE HIELO, ES PROBABLE QUE OCURRA UNA FALLA EN TODOS LOS SISTEMAS ALIMENTADOS POR EL SISTEMA ANEMOMETRICO, INCLUYENDO EL "ARTHUR", EL INDICADOR DE ANGULO DE ATAQUE Y EL SENSOR PT2/TT2. SI NO SE VUELA EN FORMACION, EJECUTAR UNA APROXIMACION PRECISA, UTILIZANDO LOS AJUSTES NECESARIOS DE EMPUJE.

Velocidad	- REDUCIR hasta 280 KCAS o menos

Si la operación del motor se vuelve irregular, debido a la formación de hielo en el sensor PT2/TT2:

Computadora	- Posición MANUAL

DAÑO ESTRUCTURAL/PERDIDA DE LA CUPULA

Velocidad	- REDUCIR por debajo de 175 KCAS
Altitud de seguridad	- ALCANZAR y MANTENER
Velocidad mínima de control en configuración aterrizaje	- CONTROLAR
Circuito de emergencia	- Efectuar

PRECAUCION

No permitir que el avión entre en pérdida de sustentación. Tan pronto como la condición de vuelo nivelado sea difícil de mantener: Recuperar.
No cambiar la configuración del avión mientras se dirige al aterrizaje.

Aproximación final	- VOLAR UNA APROXIMACION RECTA, con 20 KCAS por encima de la velocidad mínima de control
Aproximación y aterrizaje	- REALIZAR UNA APROXIMACION CHATA Y UNA RESTABLECIDA SUAVE

Si el avión no puede ser controlado en actitud de aterrizaje:

EYECTESE

PELIGRO

NUNCA ENGANCHE BARRERA SIN CUPULA

LUZ DE PRECAUCION DE DESHIELO ENCENDIDA

Juntamente con la llave de Deshielo Tomas de Aire Motor en posición CONECTADO, indicará que el sensor de alta temperatura en los bordes de entrada de aire del motor, ha detectado una temperatura de 130ºC ± 2,8ºC

Deshielo de Entradas de Aire al Motor	- DESCONECTAR

PRECAUCION

Antes de conectar Deshielo de Entradas de Aire al Motor, reducir la ITT (con el comando de empuje) unos 20ºC por debajo del valor máximo de crucero puesto que al colocar la llave en posición SI, habrá un incremento de temperatura ITT por encima del último valor selectado, cualquiera sea éste.

FALLA EN EL SISTEMA HIDRAULICO

LUZ DE PRECAUCION SISTEMA HIDRAULICO 1, ENCENDIDA

Cuando se enciende la luz de precaución del Sistema Hidráulico 1 (HID 1), deberá suponerse una falla en dicho sistema, a saber:

1) Baja Presión
2) Bajo nivel de líquido hidráulico

En tal caso realizar el siguiente procedimiento:

Presión SIST. HID 1 - CONTROLAR (SELECTANDO SISTEMA)

Al efectuar este procedimiento se pueden presentar tres (3) casos diferentes:

a) Presión Normal (206 bar), constante
b) Presión entre 103 bar y 206 bar
c) Presión inferior a 103 bar

Si la presión del sistema es normal(206 bar), significa que actuó la válvula de prioridad, accionada eléctricamente y comandada por la mínima cantidad de líquido disponible en el depósito hidráulico.

Quedan inactivos:

- Frenos Aerodinámicos
- Tren de aterrizaje (Accionamiento normal)
- Frenos normales de ruedas

Amortiguador de guiñada - DESCONECTAR

PRECAUCION

Es mandatorio desconectar anti-bloqueo

Si la presión del sistema está comprendida entre 103 bar y 206 bar, significa que ha actuado la válvula de prioridad antes mencionada, quedando inactivos los tres sistemas anteriores.

PRECAUCION

Si se observa una constante disminución de la presión, esto implica que se llegaría a una falla total del sistema.

Si la presión del sistema está comprendida entre 0 bar y 103 bar, deberá suponerse una falta de líquido hidráulico, ó baja presión suministrada por la bomba hidráulida, ó ambas a la vez, quedando inactivos :

- Frenos aerodinámicos
- Tren de aterrizaje (accionamiento normal)
- Frenos normales de ruedas
- Amortiguador de guiñada
- 50% de los actuadores de los comandos de vuelo

PRECAUCION

No obstante quedar desactivados, es conveniente NO ACCIONAR los frenos aerodinámicos a fin de evitar probables pérdidas.

- En todos los casos proceda de la siguiente forma:

- Antes del aterrizaje:

- Palanca de tren	- ABAJO
- Extensión de emergencia del tren	- ACCIONAR
- Anti bloqueo	- DESCONECTAR
- Presión del acumulador de freno	- CONTROLAR (SELECTANDO FRENO)

NOTA

Si la presión es normal (206 bar) quedarán nueve (9) aplicaciones remanentes. Si no se dispone de presión, utilizar el freno de emergencia.

Después del toque:

Frenos normales	- Aplicar, si hay presión, caso contrario:
Palanca del freno de emergencia	- Girar y frenar a requerimiento

PRECAUCION

La aplicación del Freno de Emergencia deberá efectuarse con mucho cuidado.

Si el control de dirección es insuficiente:

Sistema direccional de la rueda de nariz	- ACCIONAR, como sea necesario

LUZ DE PRECAUCION DEL SISTEMA HID.2, ENCENDIDA

Si se prende la luz AMBAR del Sistema HID.2 y se apaga, después que se haya encendido la luz del Sistema Hidráulico de Emergencia (RAM-AIR) significa que se ha producido una falla en la bomba del SISTEMA HID 2 y que la bomba hidráulica de emergencia (RAM-AIR) ha asumido la operación de ese sistema.

Presión freno de emergencia	- CONTROLAR (SELECTANDO FRENO)
RAM AIR	- CONTROLAR funcionamiento (206 bar en el circuito)

LUZ SISTEMA HIDRAULICO 2 ENCENDIDA Y LUZ "RAM-AIR", APAGADA O ENCENDIDA

Presión sistema HID 2	- CONTROLAR (SELECTANDO SISTEMA)

Presión del acumulador de freno de emergencia	- CONTROLAR (SELECTANDO FRENO)
Presión HID 1	- Controlar periódicamente dentro de límites (SELECTANDO SISTEMA)

NOTA

Aterrizar lo antes posible, recordando que si el Sistema Hidraúlico 2 no tiene presión, no se dispondrá de los flaps.

LUZ SISTEMA HIDRAULICO 1 Y LUZ "RAM AIR", ENCENDIDAS

Esta combinación de luces indica una falla en la alimentación de los Sistemas Hidráulicos 1 y 2.

Presiones hidráulicas (Sist. 1 y 2)	- CONTROLAR (SELECTADO SISTEMA)

NOTA

Si la presión de los sistemas 1 y 2 es normal, esta combinación de luces indica: bajo nivel de líquido hidráulico en el sistema HID 1 y anterior caída de presión en el sistema 2, ahora recuperada por el sistema RAM AIR.

PRECAUCION

Siempre que haya indicación de bajo nivel de líquido hidráulico, existe una fuga que puede traducirse en función del tiempo, en una caída de presión a "0".

ATERRICE LO ANTES POSIBLE

Palanca de tren	- ABAJO
Extensión de emergencia del tren	- ACCIONAR
Anti-bloqueo	- DESCONECTAR
Freno normal	- APLICAR con precaución hasta descargar el acumulador

NOTA

De ser necesario utilice Freno de Emergencia

Sistema Direccional de rueda de nariz - ACCIONAR

LUCES DE HIDRAULICOS 1 y 2, ENCENDIDAS, LUZ DEL SISTEMA RAM AIR, APAGADA O ENCENDIDA

Cuando se prenden las luces AMBAR de los sistemas hidráulicos 1 y 2 se observa además, una caída de la presión a cero en los indicadores de ambos sistemas, estará señalando la falla total del sistema hidráulico del avión. Si se confirma la falla total:

EYECTESE

FALLA EN EL SISTEMA ELECTRICO

LUZ DE GENERADOR, ENCENDIDA

Generador - RECONECTAR (RESET)

Voltímetro - CONTROLAR 28 Volts

Generador - CONECTAR

NOTA

Pueden hacerse hasta 3 intentos de reconeción (Reset).

Si la reconexión del generador no ha tenido éxito:

Generador - DESCONECTAR

Luz de Inversor 1 - CONTROLAR, encendida

NOTA

Después de una falla de generador, el encendido de la luz de precaución del inversor 1 es el primer indicio que permite determinar que la BARRA NO ESENCIAL, está desconectada, a través del circuito de unión automática de BARRAS, en el puesto trasero, se encenderá la luz de PRECAUCION de calefacción de tubo pitot.

Llave de Unión de Barras (Barra EMERG.) - DESCONECTAR (NO)

Cargas eléctricas - REDUCIR

ATERRIZAR LO ANTES POSIBLE

NOTA

Después de una falla de generador, las baterías suministrarán energía eléctrica hasta 30 minutos como mínimo incluyendo TRES intentos de reencendido en vuelo.

LUZ DE BATERIA, ENCENDIDA

Batería respectiva - CONECTADA (SI)

Si la indicación continúa:

Batería - DESCONECTADA (NO)

Después de 1 minuto, para permitir el enfriamiento del relay de corriente inversa:

Batería - CONECTAR (SI)

Si la luz de ALARMA sigue prendida:

Batería - DESCONECTAR (NO)

LUZ DE SOBRETEMPERATURA DE BATERIA, ENCENDIDA

Batería respectiva - DESCONECTAR (NO)

Después de apagarse la luz de sobretemperatura:

Batería - CONECTAR

LUZ DE PRECAUCION DE INVERSOR, ENCENDIDA

Llave de UNION DE BARRAS (BARRA EMERG.)	- CONECTADA (SI) capuchón cerrado
Inversor respectivo	- DESCONECTAR, luego CONECTAR

Si la falla del inversor persiste:

Inversor con falla	- DESCONECTAR (NO)

NOTA: Dependiendo de la misión, diríjase al ARR.

FALLA EN EL SISTEMA DE PRESURIZACION/AIRE ACONDICIONADO

LUZ DE PRESION DE CABINA (P.CAB.), ENCENDIDA

La luz de ALARMA de presión de cabina se encenderá cada vez que la cúpula no esté abajo y trabada, ó que la presión de cabina sea inferior a la presión equivalente a una altitud de 21000 pies.

CUPULA	- CONTROLAR trabada
Llave aire acondicionado	- CONECTADA (AIRE ACONDIC.) en la cabina delantera y CONECTADA (SI) con el capuchón cerrado en la cabina trasera.
Fusible "TEMPERATURA CABINA"	- CONTROLAR ADENTRO
Palanca burlete de hermetización (BURLETE CABINA)	- TODO ATRAS (INFLADO)

Si no se puede restablecer la presión de cabina:

Altitud de seguridad	- DESCENDER, por debajo de 21000 pies

LUZ PRECAUCION TEMPERATURA DE CABINA, ENCENDIDA

Fusible "TEMP.CAB."	- CONTROLAR
Llave aire acondicionado	- CONECTADA (AIRE ACONDIC.)
Llave selectora de temperatura	- Posición "FRIO"

Llave selectora de modo	- Posición MANUAL

Si la luz de PRECAUCION continúa encendida y persiste una temperatura excesiva:

Llave aire acondicionado	- DESCONECTADA
Altitud de seguridad	- DESCENDER por debajo de 21000 pies

NOTA

Cuando la altitud de cabina sea superior a los 21000 pies, se encenderá la luz de ALARMA de presión de cabina.

Si la temperatura de la cabina sigue siendo excesiva:

Llave de aire acondicionado	- VENTILACION de emergencia
Palanca burlete hermetización	- TODO ADELANTE, desinflado

PRECAUCION

Con una temperatura de aire exterior, inferior a 0ºC, existe la probabilidad de formación de hielo en el parabrisas y en la cúpula.

LUZ DE PRECAUCION DE OXIGENO, ENCENDIDA

PALANCA DE OXIGENO DE EMERGENCIA	- Posición EMERG.
Presión de oxígeno, destellador e indicador de cantidad	- CONTROLAR
Máscara y conexiones	- CONTROLAR

Si la falla no puede ser localizada o cuando se notan indicios de hipoxia (volando a gran altura), proceder como sigue:

Manija de oxígeno de emergencia (asiento eyectable)	- ACCIONAR
Descenso	- INICIAR un descenso rápido hasta una altitud inferior a 10000 pies sobre el nivel del mar
Máscara	- AFLOJAR
Llave selectora de oxígeno	- DESCONECTAR

ATERRIZAR LO ANTES POSIBLE ante el primer síntoma de HIPOXIA

PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA EN EL ATERRIZAJE

ATERRIZAJE DE EMERGENCIA CON MOTOR DETENIDO

En la Figura 3-4 se muestra la Tabla de Máxima Distancia de Planeo.

El procedimiento recomendado para un aterrizaje de emergencia con motor detenido, se muestra en la figura 3-5. El circuito iniciado sobre la cabecera en uso ofrece un control óptimo del punto de toque y deberá ser utilizado siempre que sea posible.

La extensión del tren de aterrizaje y los flaps demorará un tiempo mayor que el normal.

Si el tiempo no constituye un problema (por la premura para el aterrizaje) y el flujo del aire acciona normalmente el motor, (bombas hidraúlicas deberían continuar funcionando), se deberá recurrir a la extensión normal del tren, dado que las puertas del mismo se cerrarán después de la extensión, disminuyendo así la resistencia al avance.

El accionamiento del tren en emergencia, es posible en cualquier fase del circuito, para acelerar la extensión normal del tren.

MAXIMA DISTANCIA DE PLANEO

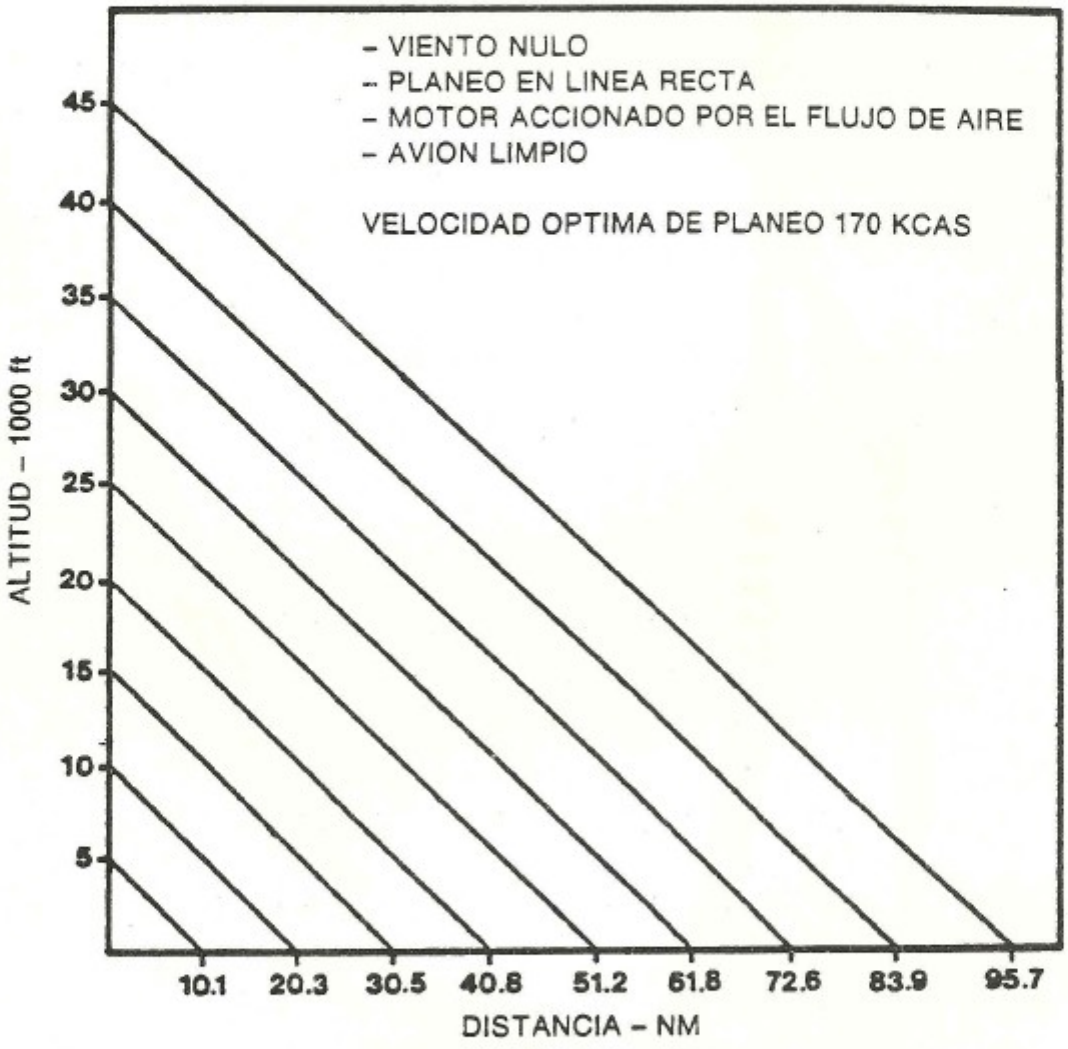


Figura 3-4

CIRCUITO DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA CON MOTOR DETENIDO (típico)

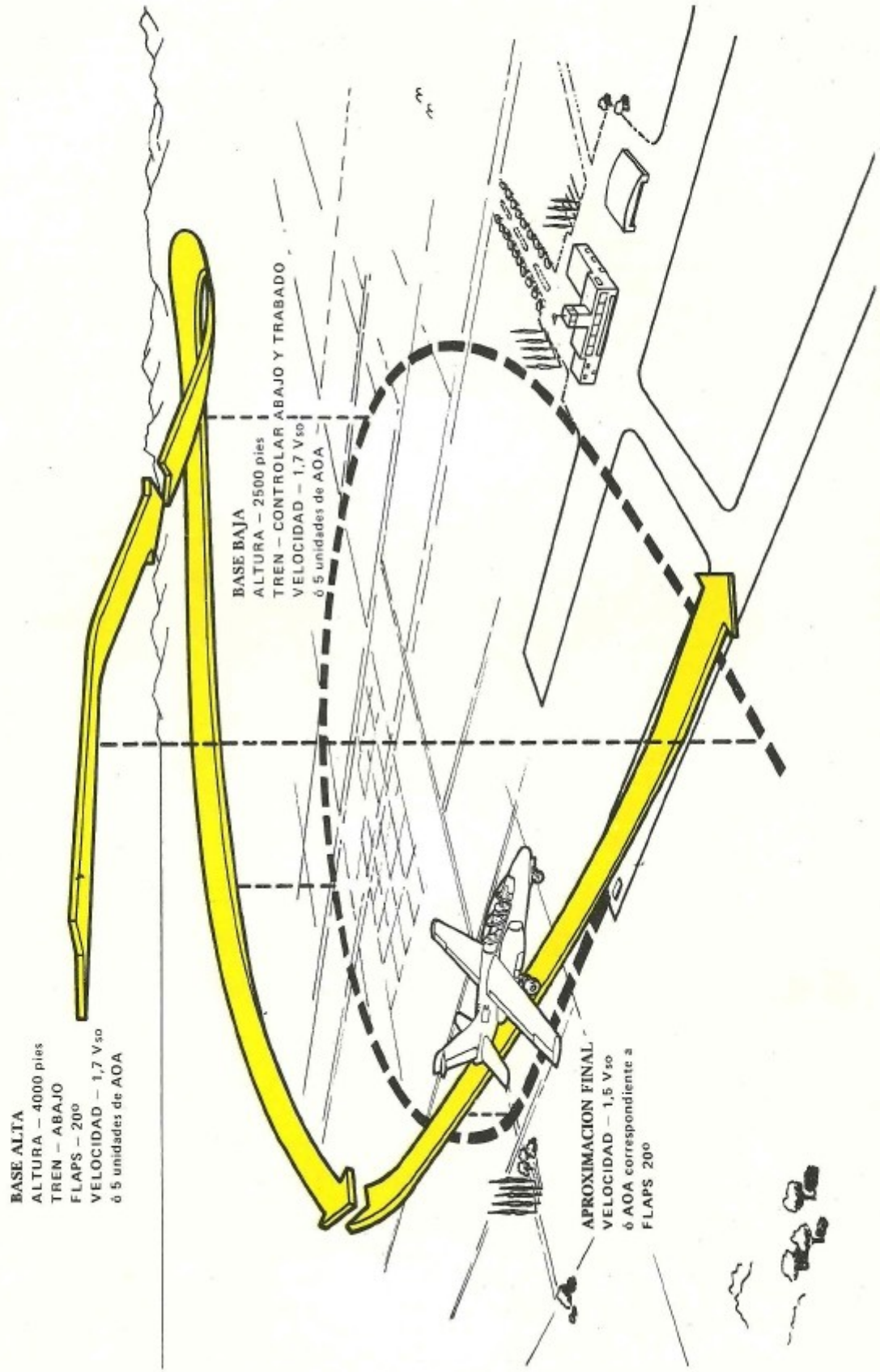


Figura 3-5

NOTA

No confiar en la actuación normal de los frenos aerodinámicos, aún con la luz indicadora encendida.

Ejecutar el lanzamiento de las cargas externas, si fuera necesario.

NOTA

Apuntar al primer tercio de la pista para el toque. El tren de aterrizaje puede ser extendido en cualquier posición del avión entre la Base Alta y la Aproximación Final. Para mantener, de ser posible, un ángulo de planeo constante, el cambio de configuración deberá ocurrir antes de llegar a la posición de la Base Alta.

EXTENSION DE EMERGENCIA DEL TREN DE ATERRIZAJE

Velocidad - Mantener 175 KCAS o menos

NOTA

Cuando se dispone de presión en el Sistema Hidráulico 1 y falla la extensión normal del tren, verificar el fusible TREN, "adentro" y reciclar la palanca del tren.

Si la falla persiste:

Palanca de tren de aterrizaje - ABAJO

Palanca de emergencia de tren - ACCIONAR, hasta su tope

NOTA

Es probable que sea necesaria una fuerza de 30 Kg., para ejecutar esta operación.

Si la indicación de tren de nariz "abajo y trabado" no se enciende simultáneamente con el indicador del tren principal o inmediatamente después:

Velocidad - AUMENTAR hasta 150 KCAS

NOTA

Una luz roja (en el panel de configuración) de puertas de tren destrabadas, quedará encendida; (después de una extensión de emergencia, las puertas delanteras del tren permanecerán siempre abiertas).

PRECAUCION

Con las puertas del tren en posición abiertas, el indicador de ángulo de ataque puede ser errático. Después de la extensión de emergencia del tren no existe ninguna posibilidad de retraerlo nuevamente, dado que es necesaria una acción de mantenimiento en tierra.

UNA RUEDA DE TREN PRINCIPAL RETRAIDA

- Evite el aterrizaje en éstas condiciones
- EYECTESE

ATERRIZAJE CON RUEDA DE NARIZ RETRAIDA O DESTRABADA

Solicitar recubrimiento de espuma sobre la pista, si es posible

Combustible excesivo - CONSUMIR

Cargas externas - LANZAR

Apoyar la rueda de nariz en la pista, con una velocidad aproximada de 70 KCAS

Después que el avión se haya detenido:

Comando de empuje	- CORTAR
CORTE DE COMBUSTIBLE (Llave con capuchón rojo)	- ACCIONAR
Crash Bar	- ABAJO

ATERRIZAJE CON TREN RETRAIDO

Solicitar recubrimiento de espuma sobre la pista, si es posible

Combustible excesivo	- CONSUMIR
Cargas externas	- LANZAR
Comando de empuje	- REDUCIDO, en el momento del toque de pista
Comando de empuje	- CORTADO después de detenerse el avión
Corte de combustible (llave con capuchón rojo)	- ACCIONAR
Crash bar	- ABAJO

NOTA

Para evitar daños en el fuselaje debido a la extensión de la R.A.T., no debe detenerse el motor en el momento del toque, siempre que las condiciones existentes lo permitan.

AMERIZAJE

Evitar el amerizaje	- EYECTESE

FALLA DEL SISTEMA DE FRENOS/ANTIBLOQUEO

PRECAUCION

Si la presión del Sistema Hidráulico 1 es baja o nula, el sistema Anti-Bloqueo deberá ser desconectado, a fin de conservar la presión del acumulador y disponer de aplicaciones remanentes en los frenos normales.

Anti-bloqueo	- Desconectar

Para frenar:

Frenos normales	- Aplicar

Si los frenos normales fallan o están fuera de servicio:

Palanca del freno de emergencia	- GIRAR en sentido horario (luego de apoyar la rueda de nariz)

Cuando el timón de dirección ya no sea efectivo

- Sistema direccional de la rueda de nariz	- Acoplar para obtener control direccional

FALLA DE LOS FLAPS/ATERRIZAJE SIN FLAPS

Si los flaps permanecen inoperativos con el accionamiento de la palanca:

Velocidad	- 175 KCAS o menos
Fusible "FLAPS"	- CONTROLAR adentro
FLAPS	- Accionar nuevamente

Si los flaps no pueden ser extendidos:

Palanca de flaps	- ARRIBA
Aproximación	- MANTENER 1,3 V_{S1}

NOTA

Recordar que se deberá tocar la pista por debajo del límite de la velocidad máxima recomendada para los neumáticos, siempre que las condiciones existentes lo permitan. (ver Limitaciones para neumáticos en la Sección V)

ATERRIZAJE CON UN NEUMATICO REVENTADO

Antes del aterrizaje, inspeccionar el daño, si es posible:

Combustible excesivo	- CONSUMIR
Anti-Bloqueo	- DESCONECTAR

Aterrizar sobre la pista apoyando el lado opuesto al neumático reventado

Utilizar el freno opuesto y el sistema direccional de la rueda de nariz.

PRECAUCION

Máxima componente de viento cruzado: 25 Kts

ENGANCHE DE BARRERA

- Barrera	- Solicitar (VHF)
- Cúpula	- CERRADA
- Comando de Empuje	- REDUCIDO
- Arnés	- TRABADO

Dirigir el avión por el centro de la pista

- 50 mts antes de la barrera	- Cesar el frenado

NOTA

No cortar el motor hasta que el avión se haya detenido totalmente.

- Comando de Empuje - CORTADO
- Crash BAR - ABAJO
- Abandone el avión lo antes posible.

  De ser necesario: - Fragilizar cúpula

SECCION IV

EQUIPAMIENTO AUXILIAR

CONTENIDO	PAGINA
SISTEMA DE OXIGENO	4-1
CONTROLES E INDICADORES DEL SISTEMA	4-1
SISTEMA ANTI-G	4-9
SISTEMA DE ILUMINACION	4-10
ILUMINACION EXTERIOR	4-10
ILUMINACION INTERIOR	4-13
COMUNICACIONES Y EQUIPO ELECTRONICO ASOCIADO	4-16
SISTEMA DE COMUNICACION ACUSTICA (VCS)	4-16
RADIO VHF	4-20
EQUIPOS DE NAVEGACION	4-28
PLATAFORMA GIROSCOPICA	4-28
AYUDAS A LA NAVEGACION	4-34
SISTEMA DE MARCACION VOR/ILS	4-36
SISTEMA DE RADIOBALIZAS MARCADORAS	4-36
CONTROLES DEL SISTEMA VOR/ILS	4-36
SISTEMA DME	4-37
SISTEMA OMEGA/VLF	4-37
SISTEMA DE RADIOGONIOMETRO AUTOMATICO (ADF)	4-40
SISTEMA DE TRASPONDER (IFF)	4-47
SISTEMA DIRECTOR DE VUELO	4-51
SISTEMA COMUPUTACION DE DATOS	4-57
RADIOALTIMETRO	4-57
SISTEMA DE ARMAMENTO (GENERALIDADES)	4-61
SISTEMA DE RECARGA DE COMBUSTIBLE	4-65
CUBIERTAS PROTECTORAS Y EQUIPOS DE SEGURIDAD EN TIERRA	4-68

INDICE DE FIGURAS

FIGURA	TITULO	PAGINA
4-1	SISTEMA DE OXIGENO	4-2
4-2	CONTROLES E INDICADORES DEL SISTEMA DE OXIGENO	4-4
4-3	TABLA DE DURACION DE OXIGENO	4-8
4-4	CONTROLES DE ILUMINACION INTERIOR Y EXTERIOR	4-11
4-5	ILUMINACION EXTERIOR	4-15
4-6	CONTROLES DEL SISTEMA DE COMUNICACION ACUSTICA	4-18
4-7	PANEL DE CONTROL DE RADIO VHF	4-21
4-8	BOTON DE TRANSFERENCIA DE CONTROL (VHF)	4-24
4-9	UBICACION DE LAS ANTENAS	4-25
4-10	CONTROLES DE LA PLATAFORMA GIROSCOPICA	4-30
4-11	SELECTORES E INDICADORES VOR/ILS Y OMEGA LUCES MARKER	4-35
4-12	BOTON DE TRANSFERENCIA DE CONTROL (VOR)	4-37
4-13	PANEL DE CONTROL OMEGA	4-39
4-14	PANEL DE CONTROL ADF	4-44
4-15	BOTON DE TRANSFERENCIA DE CONTROL (ADF)	4-46
4-16	PANEL DE CONTROL IFF	4-48
4-17	PANEL SELECTOR DE MODOS-DIRECTOR DE VUELO	4-52
4-18	SISTEMA DE COMPUTACION DE DATOS	4-58
4-19	INDICADOR DE RADIOALTIMETRO	4-59
4-20	FUNDAS Y ELEMENTOS PROTECTORES	4-69
4-21	DIAGRAMA DE SERVICIO	4-72
4-22	DIAGRAMA DE SERVICIO (CONT)	4-73

SISTEMA DE OXIGENO

El avión está equipado con un sistema normal de oxígeno (líquido) ubicado en la parte delantera del fuselaje y un botellón como sistema de emergencia (gaseoso) en la parte izquierda de cada asiento eyectable.

El sistema de oxígeno normal consiste en:

- Un convertidor de oxígeno líquido de 10 litros de capacidad, de los cuales solo 9 litros son utilizables, para transformar el oxígeno gaseoso.
- Un intercambiador de calor para calentar el oxígeno gaseoso hasta una temperatura apropiada para respirar.
- Una válvula de carga con línea de ventilación hacia el exterior y conectores de desconexión rápida desde el convertidor hasta los reguladores.
- Un regulador de oxígeno para cada piloto, ubicado en el lado izquierdo de cada asiento eyectable.
- Un sistema de emergencia de oxígeno para cada piloto montado en su asiento eyectable.
- Un equipo personal de oxígeno para el piloto.
- Varios controles e indicadores, ubicados en las cabinas delantera y trasera.

Un convertidor de oxígeno vacío puede ser reemplazado por otro o bien puede ser recargado en el avión, a través de la válvula de recarga.

Para la recarga de oxígeno por parte del personal de mantenimiento, consultar el Diagrama de Servicio de esta Sección.

CONTROLES E INDICADORES DEL SISTEMA

Regulador de oxígeno

El regulador de oxígeno, ubicado en el costado izquierdo de ambos asientos eyectables, controla automáticamente la presión y el flujo de oxígeno, en base a la demanda y altitud de cabina. El regulador incorpora los siguientes controles: llave de control de alimentación, llave de dilución y llave de emergencia.

SISTEMA DE OXIGENO

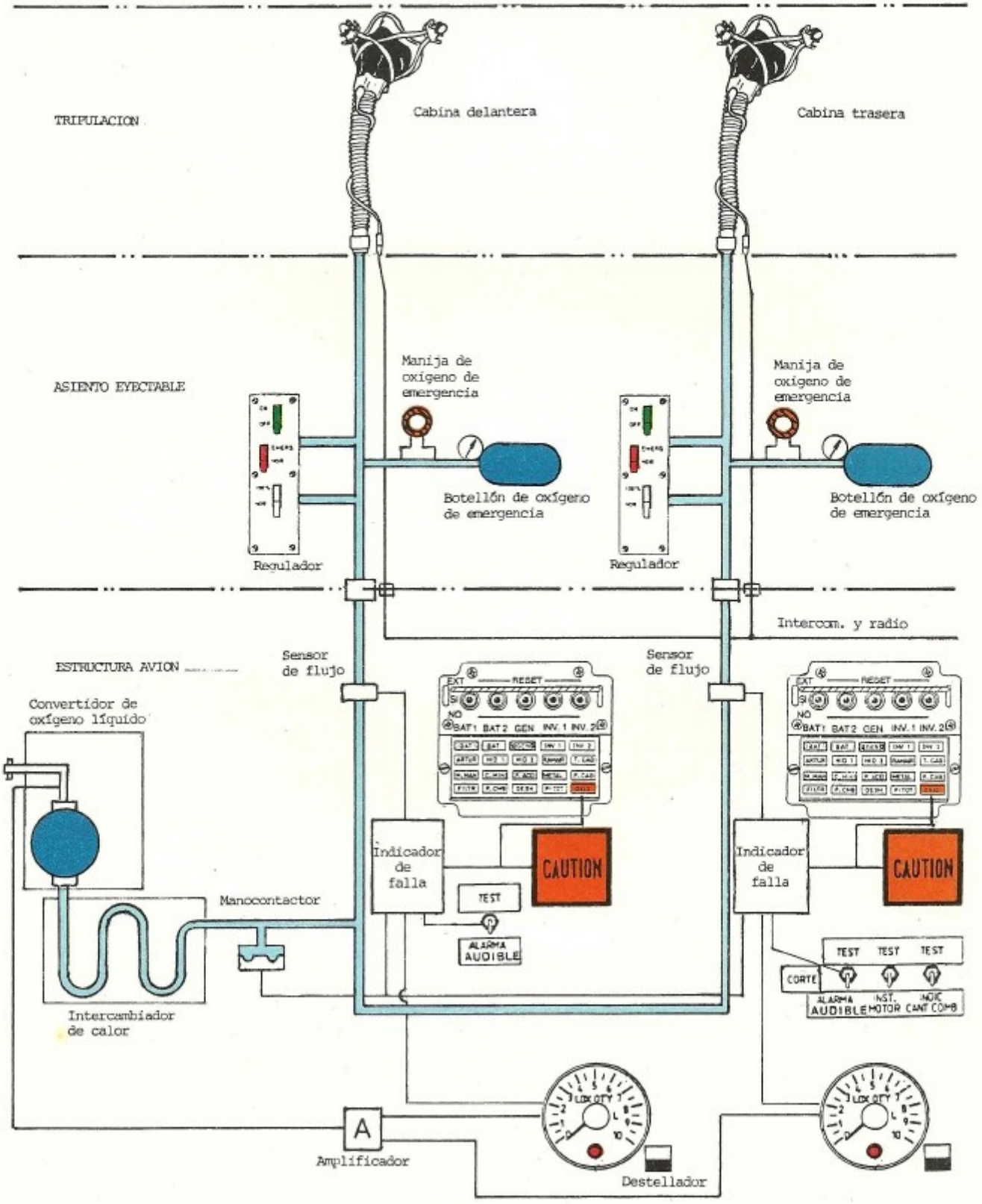


Figura 4-1

Llave control de alimentación

La llave verde de control de alimentación, marcada ON y OFF, controla el flujo de oxígeno entre el regulador y la máscara del tripulante.

ON (Conectado) - El regulador suministra una mezcla de aire de cabina y oxígeno a la máscara del tripulante.

OFF (Desconectado) - El flujo de oxígeno está interrumpido en la válvula de control del regulador. Con la llave de control en posición OFF (desconectado) es posible respirar el aire de cabina a través del regulador de oxígeno. Sin embargo, la respiración bajo estas condiciones es netamente más difícil.

Llave de dilución

La llave blanca de dilución,marcada NOR (normal) y 100%, controla la mezcla de aire de cabina y oxígeno.

NOR - El regulador suministra una mezcla de aire de cabina y oxígeno de acuerdo con la altitud de cabina.

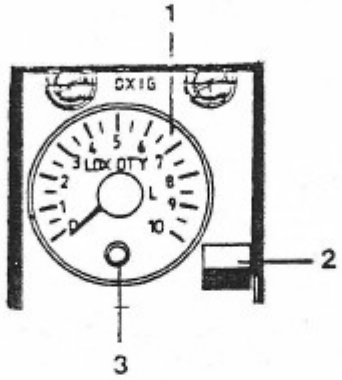
100% - Con esa posición en tierra, el regulador suministra oxígeno puro con una sobrepresión de 2 mbar. En vuelo, la presión suministrada depende de la altitud de la cabina.

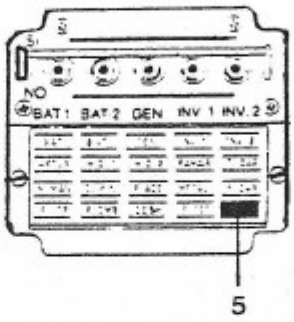
Llave de emergencia

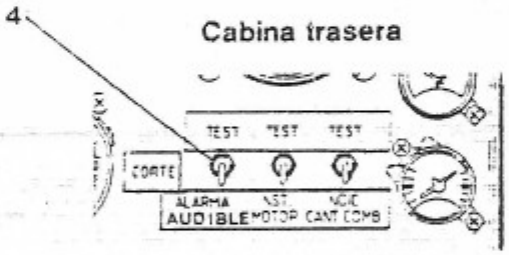
La llave roja de emergencia, marcada NOR (normal) y EMERG (emergencia), controla el flujo de oxígeno con alta presión, en caso de emergencia.

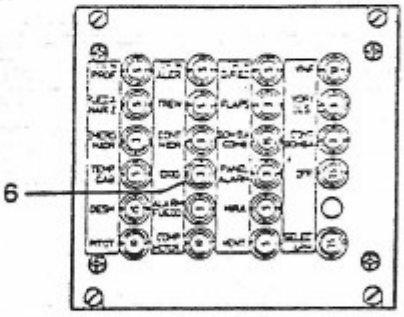
NOR - El regulador suministra oxígeno de acuerdo con la posición de la llave de dilución.

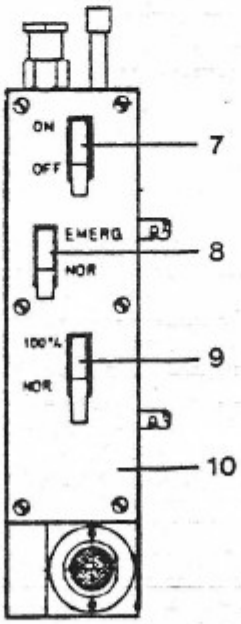
CONTROLES E INDICADORES DEL SISTEMA DE OXIGENO











1 Indicador de cantidad de oxígeno
2 Destellador
3 Luz de advertencia de bajo nivel de oxígeno
4 Interruptor de la alarma de oxígeno (cabina trasera solamente)
5 Luz de precaución de oxígeno (ámbar)
6 Fusible OXIG
7 Comando de control de alimentación
8 Comando de emergencia
9 Comando de dilución
10 Regulador de oxígeno

Figura 4-2

EMERG - En esta posición el regulador suministra oxígeno puro con una sobrepresión de 8,9 mbar. Esta posición se utiliza además para probar la máscara.

La duración en la alimentación de oxígeno con los distintos ajustes del regulador deberá ser consultada en la TABLA DE DURACION DE OXIGENO.(Fig. 4-3).

La capacidad del convertidor, que contiene 10 litros de oxígeno líquido, corresponde teóricamente a un volumen de 8600 litros de oxígeno gaseoso, de los cuales son utilizados solamente 6740 litros. De acuerdo con esto, se aseguran los siguientes intervalos de vuelo con seguridad:

- 4 horas, 15 minutos: Con bajo nivel, cuando se está respirando 100% de oxígeno. (Consumo: 787 litros de oxígeno gaseoso por hora y por piloto).

- 8 horas: Con una altitud de 9000 pies y con aproximadamente 4000 pies de altitud de cabina, cuando se respira 100% de oxígeno gaseoso. (Consumo: 425 litros por hora y por piloto).

- 22 horas: Con bajo nivel, cuando se está respirando una mezcla de aire y oxígeno. (Consumo: 144 litros de oxígeno gaseoso por hora y por piloto.

El convertidor suministra 120 litros/minuto como máximo de oxígeno.

Indicador de cantidad de oxígeno

Este indicador, ubicado en la consola izquierda en ambas cabinas, indica la cantidad de oxígeno líquido remanente en el convertidor

La escala del indicador está graduada de 0 a 10 litros, en incrementos de 0,5 litros, posee una luz de advertencia que se enciencuando la cantidad de oxígeno es inferior a 1 litro.

NOTA

La cantidad total de oxígeno puede reducirse en 1,5 litros dentro de las 24 horas, en condiciones de temperaturas normales. Esta disminución puede ser mayor si la llave de control de alimentación es dejada en posición ON (conectada) o en caso de temperatura ambiente muy elevada.

Los funcionamientos del indicador de cantidad y de la luz de ALARMA de bajo nivel de oxígeno (LED rojo integrado en el mismo instrumento), puede ser controlado presionando el botón marcado LAMP TEST en una de las cabinas. Presionando ese botón, la aguja del indicador se desplaza desde la cantidad actual hacia la marca 0. Tan pronto como la aguja pasa por debajo de la marcación de 1 litro, la luz de alarma de bajo nivel de oxígeno deberá encenderse. Al soltar el botón, la aguja del indicador deberá desplazarse desde el 0 hacia la marca de la cantidad real de oxígeno, apagándose la luz de alarma en el momento en que se pasa la marca de 1 litro.

Ambos indicadores de cantidad de oxígeno son alimentados por 28 VCC de la BARRA DE CABINA y están protegidos por el fusible marcado OXIG, ubicado en el panel de fusibles de la cabina delantera.

Indicador de flujo de oxígeno

Este indicador destellador ubicado en la consola inferior derecha del indicador de cantidad, en ambas cabinas, posibilita el control del flujo de oxígeno con su destellador.

El destellador consiste en una chapita actuada magnéticamente que muestra el color blanco con cada aspiración y el negro en el momento en que no se aspira.

El negro continuo significa que no se está suministrando oxígeno, mientras que el blanco continuo indica la existencia de una perdida en el sistema o que la llave de emergencia del regulador está en la posición EMERG y la sobrepresión de salida mantiene el destellador en esa posición.

Luz de precaución de oxígeno

La luz ámbar de precaución, marcada OXIG, ubicada en el panel de alarmas de ambas cabinas, se enciende cada vez que se presentan las siguientes condiciones, o al menos una de ellas:

- La presión del sistema de oxígeno es inferior a 3 bar.
- El indicador de cantidad de oxígeno muestra 1 litro o menos.
- El regulador en una de las cabinas no suministra oxígeno por más de 19 segundos (destellador en negro).
- Se detecta un flujo de oxígeno continuo (destellador en blanco)

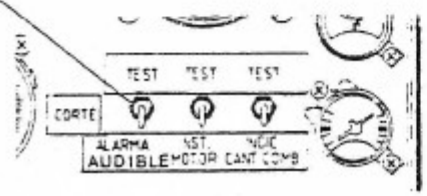
Cuando se enciende la luz de precaución, también se encenderá la luz maestra de PRECAUCION y se escuchará la alarma audible.

Llave de ALARMA de oxígeno

La llave de alarma de oxígeno, ubicada en la consola central de la cabina trasera, tiene tres posiciones marcadas ALARMA AUDIBLE, CORTE y TEST.

La posición ALARMA AUDIBLE energiza el sistema de alarma de oxígeno, mientras que la posición CORTE, desactiva el sistema en la cabina trasera exclusivamente. Durante vuelos con un solo tripulante, la llave debe estar colocada en posición CORTE. En la posición TEST, se activa el tono de alarma de 400 Hz y se encienden las luces de precaución en ambas cabinas.

Interruptor de la alarma de oxígeno



Sistema de emergencia de oxígeno

La unidad del sistema de emergencia de oxígeno, ubicada en el costado izquierdo del asiento eyectable, consiste en:

- Un botellón de oxígeno.
- Un reductor de presión.
- Un manómetro y
- Un mecanismo actuador en cada asiento eyectable.

Ambos botellones de oxígeno están cargados con una presión de 175 bar, indicados por la aguja del manómetro. Cada botellón suministra oxígeno por 4,5 minutos aproximadamente, en un flujo de 12 litros/minuto. El sistema de oxígeno de emergencia es activado automáticamente durante la eyección; en caso de falla del funcionamiento automático el sistema puede ser activado manualmente por medio de una manija en forma de lazo, ubicada en el lado izquierdo del respectivo asiento eyectable.

Además, durante cualquier vuelo, el sistema sirve como alimentación de emergencia en caso de falla de la alimentación normal; para ello, hay que accionar la manija de oxígeno de emergencia.

TABLA DE DURACION DE OXIGENO

Altitud de cabina (ft) \ Contenido de oxigeno (l)	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1	Interior al
25 000	15	14	12	11	9,4	7,8	6,2	4,7	3,1	1,5	Descenso de emergencia a la altitud de cabina no requiere oxígeno
	19	17	15	13	11	9,8	7,8	5,9	3,9	1,9	
20 000	11	10	9,5	8,3	7,1	5,9	4,7	3,5	2,3	1,1	
	22	20	17	15	13	11	8,9	6,6	4,4	2,2	
15 000	9,5	8,6	7,6	6,6	5,7	4,7	3,8	2,8	1,9	0,9	
	27	24	21	18	16	13	10	8,1	5,4	2,7	
10 000	7,6	6,9	6,1	5,3	4,6	3,8	3,0	2,3	1,5	0,7	
	27	24	21	18	16	13	10	8,1	5,4	2,7	
5000	6,8	6,2	5,5	4,8	4,1	3,4	2,7	2,1	1,4	0,6	
	27	24	21	18	16	13	10	8,1	5,4	2,7	
SL	6,1	5,5	4,9	4,2	3,7	3,0	2,4	1,8	1,2	0,6	
	27	24	21	18	16	13	10	8,1	5,4	2,7	

Figura 4-3

NOTA:

- La duración de oxígeno es indicada en horas.
- Los valores que figuran en los bloques blancos corresponden a la posición 100% del comando de dilución.
- Los valores que figuran en los bloques negros corresponden a la posición normal del comando de dilución.
- Durante vuelos con un solo tripulante, los valores indicados se duplican aproximadamente
- Los valores indicados corresponden a un consumo medio.

Al activarse el sistema en forma manual o automática, el oxígeno gaseoso fluye a través de una manguera hacia el conector de la porción personal, donde el flujo es reducido por un limitador; desde allí, el oxígeno es conducido a través de la manguera principal a la máscara del tripulante.

PELIGRO

SI EL SISTEMA DE EMERGENCIA DE OXIGENO ES ACTIVADO, HABRA UNA ALIMENTACION DE UNA MEZCLA DE AIRE DE CABINA Y OXIGENO DE EMERGENCIA EN LAS MASCARAS DE LOS PILOTOS, SIN INTERESAR LA POSICION DE LA LLAVE DE DILUCION.

****

SISTEMA ANTI-G

Este sistema se utiliza para el inflado del traje anti-G cuando el avión es sometido a elevados factores de carga durante el vuelo.

El traje anti-G permanece desinflado hasta aceleraciones de 1,5 G aproximadamente. La presión aplicada es directamente proporcional al valor de carga G aplicada.

Una válvula de alivio evita que el traje sea presurizado a más de 505 mbar. El sistema funciona automáticamente cuando el motor del avión es puesto en marcha.

El sistema del traje anti-G utiliza el aire con presión y enfriado, procedente del sistema de aire acondicionado, conducido a través de las válvulas de control ubicadas en las consolas laterales izquierda de ambas cabinas, al conector del equipamiento personal (CEP).

La manguera del traje anti-G también está conectada con el CEP que se encuentra en el lado izquierdo de ambos asientos eyectables.

Un botón marcado TEST, está instalado encima de la respectiva válvula de control y se utiliza para controlar el funcionamiento del sistema.

Presionando el botón, el traje anti-G es inflado; soltando el botón, el traje se desinfla, siempre que el motor del avión esté en marcha.

SISTEMA DE ILUMINACION

El sistema de iluminación del avión se divide en luces exteriores y luces interiores.

ILUMINACION EXTERIOR

La iluminación exterior consiste en:

- Luces de posición.
- Faro anti-colisión.
- Luces de aterrizaje/rodaje
- Luces de formación

El panel de control de la iluminación exterior, está ubicado en la consola derecha de la cabina delantera únicamente, y contiene todas las llaves para la iluminación exterior, excepto las luces de aterrizaje y rodaje que están ubicadas en el tablero inferior izquierdo de la cabina delantera.

Luces de posición

Las luces de posición comprenden: una luz verde en el borde delantero de la punta de ala derecha, una luz roja en el borde delantero de la punta de ala izquierda y una luz blanca en el cono de cola.

Llave de las luces de posición

Una llave selectora de tres posiciones NO-NORM-DEST, marcada LUCES POS, controla las luces de posición de la siguiente manera:

- NO - Todas las luces de posición apagadas
- NORM - Todas las luces de posición encendidas en forma constante.
- DEST - Todas las luces de posición se encienden en forma intermitente, en un ciclo de 85 veces por minuto.

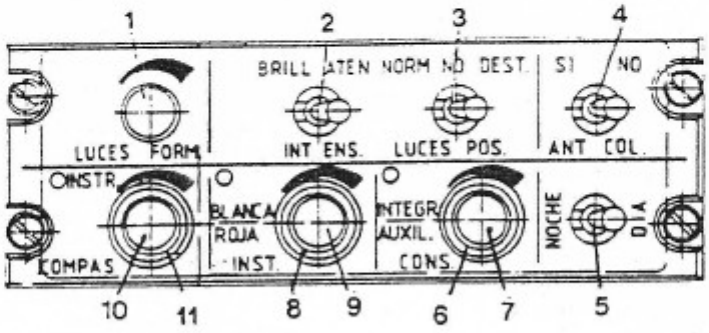
Llave de intensidad luminosa (Atenuador)

Esta llave selectora de dos posiciones BRILL-ATEN y marcada INTENS, se utiliza para seleccionar la intensidad deseada de las luces de posición.

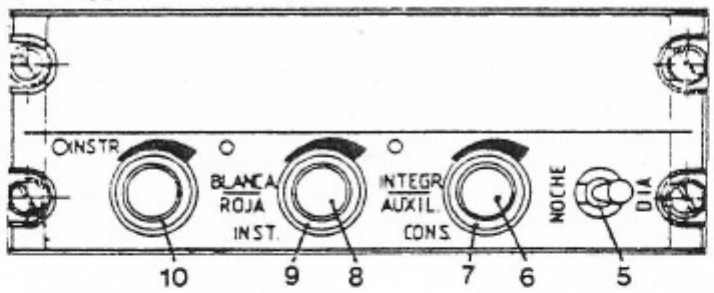
- BRILL - Las luces tienen la intensidad máxima
- ATEN - Las luces tienen una intensidad reducida

CONTROLES DE ILUMINACION INTERIOR Y EXTERIOR

Cabina delantera



Cabina trasera



1 Potenciómetro de luces de formación
2 Llave de intensidad luminosa de luces de posición
3 Llave de luces de posición
4 Llave del faro anti-colisión
5 Llave NOCHE/DIA
6 Potenciómetro de luces difusas/tableros inferiores, consolas laterales y central
7 Potenciómetro de iluminación integrada/consolas laterales
8 Potenciómetro de luces difusas rojas/tablero central
9 Potenciómetro de luces difusas blancas/tablero central
10 Potenciómetro de iluminación integrada/instrumental
11 Potenciómetro de la luz de brújula

Figura 4-4

Faro anti-colisión

Un faro anti-colisión rojo está instalado en la superficie superior del fuselaje, delante del empenaje vertical

Llave de control del faro anti-colisión

Esta llave de control de dos posiciones NO - SI y marcada ANT COL controla el faro anti-colisión de la siguiente manera:

- NO: El faro está apagado.
- SI: El faro funciona en forma intermitente en un ciclo de 45 veces por minuto.

Luces de aterrizaje/rodaje

Las luces de aterrizaje de 250 W están montadas en ambas patas del tren principal con un ángulo de -8Ω. La luz de rodaje de 250 W, está montada en la pata del tren delantero con un ángulo de + 1Ω.

Las luces de aterrizaje y rodaje son controladas por sus llaves respectivas ubicadas en el panel inferior izquierdo de la cabina delantera.

Llave selectora de luces de aterrizaje y rodaje

Esta llave con las posiciones ATERRIZAJE (arriba), NO (centro) y RODAJE (abajo) controla las luces de aterrizaje de la siguiente manera:

- NO - Las luces están apagadas
- ATERRIZAJE - Si el tren está abajo y trabado, las luces de aterrizaje estarán encendidas.
- RODAJE - Si el tren está abajo y trabado, la luz de rodaje estará encendida.

Las luces estarán siempre apagadas si la palanca del tren está arriba independientemente de la posición de la llave de control.

Luces de formación

El sistema de luces de formación tiene nueve posiciones, formadas por bandas electro-luminiscentes, y consisten en:

- Una banda a cada lado del marco posterior de la cúpula.
- Dos bandas a cada lado de la superficie superior del fuselaje trasero, directamente delante de los frenos aerodinámicos.
- Dos bandas a cada lado de la deriva vertical.
- Una banda en la parte inferior del fuselaje, en el extremo posterior de la barquilla del motor.
- Tres bandas en cada punta de ala.

Las luces de formación son controladas por un solo botón ubicado en el panel de control de iluminación exterior.

Botón control de luces de formación

El botón de control, marcado LUCES FORM controla las luces de formación desde la posición "apagada" hasta la intensidad máxima.Las luces de formación se apagan cuando el botón alcanza su tope en sentido anti-horario.

Girando el botón en sentido horario, la intensidad de las luces de formación aumenta, desde tenue a máxima intensidad.

ILUMINACIÓN INTERIOR

La iluminación interior comprende las siguientes luces:

- Iluminación integral del instrumental.
- Luces difusas (roja y blanca) del panel central de instrumentos
- Luces difusas (roja y blanca) de los paneles inferiores.
- Iluminación integral del panel de control.
- Luces difusas de las consolas laterales.
- Luz de la consola central.
- Luz del horizonte de emergencia (cabina delantera).
- Luz de mapas (cabina delantera)
- Linterna.

La disposición de iluminación interior es idéntica en ambas cabinas, excepto las luces del horizonte de emergencia y de mapas,que sólo se encuentran en la cabina delantera.

Iluminación integral del instrumental

Todos los instrumentos del panel central están equipados con luces internas. La intensidad de estas luces es controlada por un reóstato marcado INSTR.

Luz del horizonte de emergencia

La intensidad de la luz es controlada por un reóstato marcado COMPAS.

Luces difusas del panel central de instrumentos

Las luces difusas (roja y blanca) están montadas sobre ambos lados del marco de parabrisas (cabina delantera) y del marco de la cúpula (cabina trasera), respectivamente, para la iluminación del panel central. La intensidad de las luces difusas es controlada por dos reostatos marcados INST BLANCA/ROJA.

Luces de los paneles inferiores

El reostato marcado CONS INTEGR, controla las luces difusas blancas para los paneles inferiores izquierdo y derecho, así como la iluminación blanca integral en ambas consolas laterales. El reóstato marcado CONS AUXIL controla las luces difusas rojas para los paneles inferiores izquierdo y derecho, la luz roja para la parte inferior de la consola central y las luces difusas rojas para las consolas laterales, dos en el lado izquierdo y tres en el lado derecho.

Selector NOCHE/DIA

Este selector de dos posiciones, marcado NOCHE/DIA modifica la intensidad de todas las luces de Peligro y Precaución para operación durante el día y la noche.

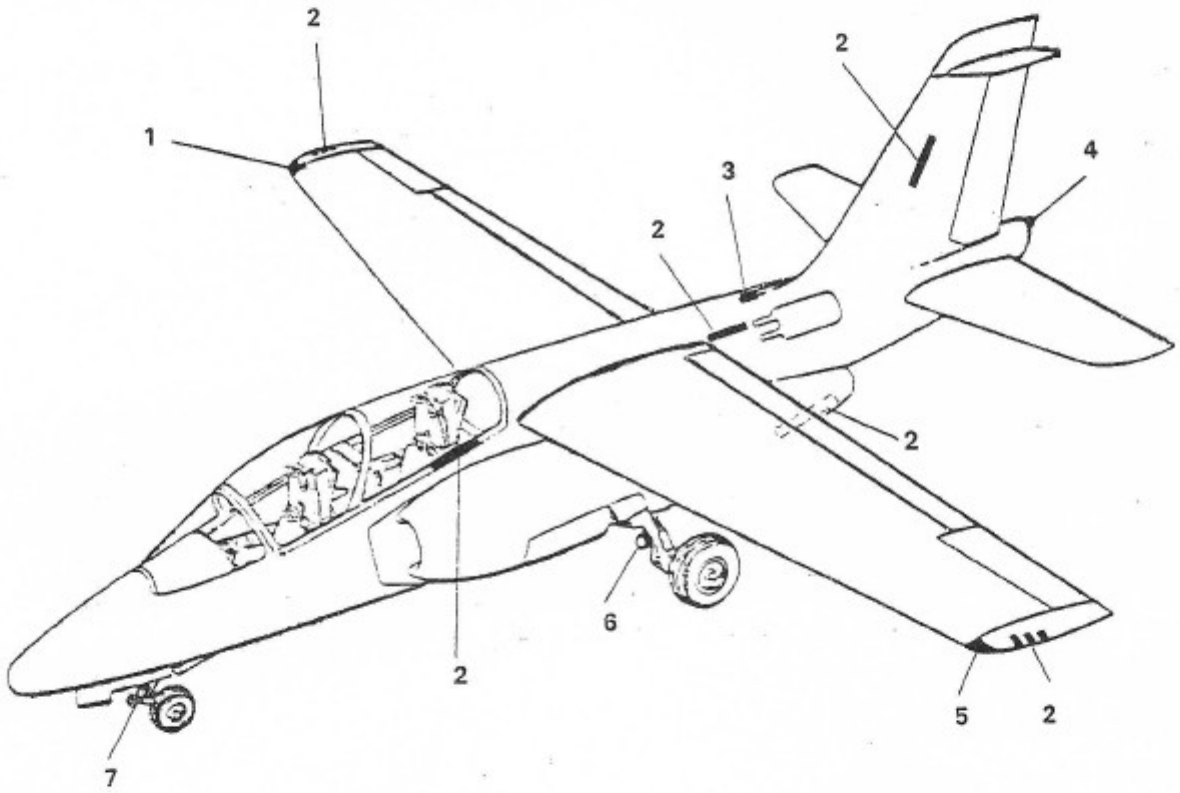
Luz de mapas

La luz de mapas, instalada en la parte alta del marco de la cúpula, es controlada por un reostato que se encuentra directamente a la derecha de la luz.

Linterna

La linterna móvil en la cabina delantera está sostenida detrás de la consola derecha y se enciende en el momento que es extraída de su soporte.

ILUMINACION EXTERIOR



1 Luz de posición (verde)
2 Luces de formación
3 Faro anti-colisión
4 Luz de posición (blanca)
5 Luz de posición (roja)
6 Luces de aterrizaje
7 Luz de carreteo

Figura 4-5

COMUNICACIONES Y EQUIPO ELECTRONICO ASOCIADO

SISTEMA DE COMUNICACION ACUSTICA (VCS)

El VCS se utiliza para intercomunicación entre los dos tripulantes y entre los tripulantes y el personal de tierra, y para escuchar y controlar el volumen de los equipos COM 1 (VHF 1), COM 2 (VHF 2), VOR/ILS, DME y ADF, proporciona además la posibilidad de utilizar el micrófono en modo "HOT" o "CALL" indistintamente.

Cada pedestal de comando tiene un panel de comunicación, ubicado en la consola izquierda cerca del cuadrante del comando de empuje.

Ambos paneles son idénticos y contienen un amplificador de micrófono, un amplificador de monitor y un regulador de voltaje. Si uno de estos circuitos falla, el sistema continúa operando con el otro circuito.

Un panel de control de comunicación externa, para operación del personal de tierra, está ubicado en el compartimiento de la toma de energía externa, en la parte inferior izquierda del fuselaje.

El VCS es alimentado por 28 VCC de la BARRA DE BATERIA (INTERCOM) y de la BARRA ESENCIAL DE CC.

El VCS es energizado automáticamente toda vez que el sistema eléctrico del avión sea conectado, con excepción del INTERCOM, que puede utilizarse tan pronto como se conecten las fichas de los cascos.

Selector de transmisión

Selector giratorio de cuatro posiciones, ubicado en el panel de control de comunicaciones, permite la selección de los siguientes modos operativos : COM 1; COM 2; COM 1 + COM 2 e IC.

COM 1/COM 2

En la posición COM 1 (VHF 1) o COM 2 (VHF 2) funciona únicamente el transmisor seleccionado, cuando el botón de micrófono (VHF) es presionado.

La posición COM 1 o COM 2 permite escuchar continuamente el respectivo receptor (VHF 1 o VHF 2) independientemente de la posición del control de volumen del COM 1 o COM 2.

COM 1 + COM 2

Esta posición permite transmisiones simultáneas con ambos transmisores de VHF 1 y VHF 2 siempre que el botón de micrófono esté presionado.

IC

Esta posición permite la intercomunicación entre los dos tripulantes, presionando el botón de micrófono, cuando la llave MIC está en la posición PTT.

Control maestro de volumen (VOL)

El control maestro de volumen marcado VOL, tiene ocho posiciones y controla el volumen de todas las señales acústicas que entran al VCS. Girando en sentido anhihorario, el volumen disminuye; girando en sentido horario, el volumen aumenta. Si se desea un cambio individual de volumen de una señal acústica de entrada, deberá girarse el control de volumen del receptor respectivo, en el sentido deseado.

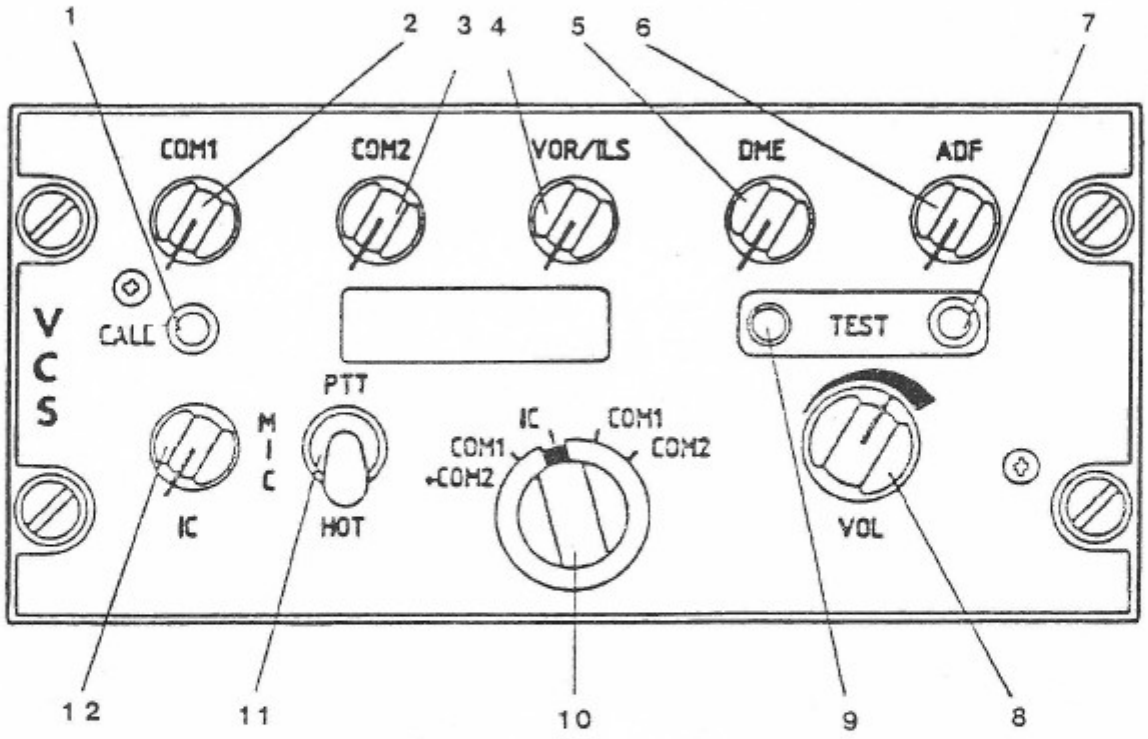
Llave de micrófono

Esta llave articulada tiene dos posiciones: HOT y PTT

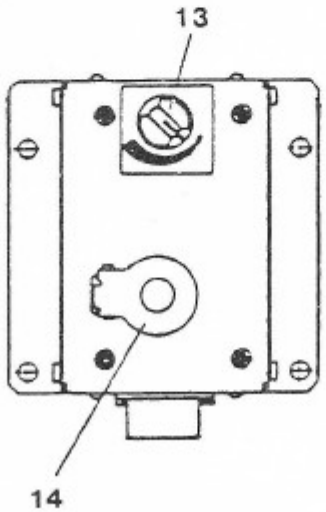
HOT - Esta posición permite la intercomunicación entre los dos tripulantes sin presionar el botón de micrófono; sin embargo, ambos tripulantes deberán tener el control de volumen del IC fuera de la posición "desconectado" (mínimo en sentido antihorario) para recibir las transmisiones. En la posición HOT, el circuito de comunicación está sujeto a una selección de entrada controlada (el sistema transmite únicamente aquellas señales que están por encima de un determinado nivel), de ésta manera no se transmiten los ruidos que se producen en los intervalos en que no se habla.

CONTROLES DEL SISTEMA DE COMUNICACION ACUSTICA (VCS)

Panel de control de comunicación (ambas cabinas)



Panel de control externo de comunicación



1 Botón CALL
2 Control de volumen receptor COM 1
3 Control de volumen receptor COM 2
4 Control de volumen receptor VOR/ILS
5 Control de volumen receptor DME
6 Control de volumen ADF
7 Botón TEST
8 Control maestro de volumen (VOL)
9 Luz TEST
10 Selector transmisor
11 Llave MIC
12 Control volumen IC
13 Control de volumen (personal de tierra)
14 Conexión para auriculares (personal de tierra)

Figura 4-6

PTT - Esta posición permite la intercomunicación presionando el botón de micrófono.

Control de volumen del IC

Control giratorio, ubicado en ambos paneles de control de comunicaciones, se utiliza para controlar el volumen cuando se ha seleccionado el modo HOT, MIC ó IC.

El control tiene ocho posiciones. La posición tope en sentido antihorario, indica "desconectado".

Botón CALL

El botón CALL permite la intercomunicación con un volumen claramente alto,sin interesar la posición de la llave en el panel VCS. Al presionar cualquiera de los botones CALL, se anulan todos los demás modos operativos seleccionados en el VCS.

Es posible escuchar las señales acústicas de entrada, independientemente del control de volumen del receptor en el panel de control.

Botón TEST

El botón TEST se utiliza para activar el circuito de autocontrol, incorporado en ambos paneles de control de comunicaciones.

Luz y tono de TEST

La luz TEST se enciende toda vez que se presione y mantenga el botón TEST, para indicar el funcionamiento del equipo. La luz se enciende momentáneamente y se apaga si el equipo bajo prueba está inoperativo. Mientras el botón TEST esté presionado, deberá escucharse un tono de 150 Hz, siempre que el equipo esté funcionando correctamente.

Panel de control para comunicación externa

Un panel de control para comunicación externa, ubicado en el compartimiento de la toma para energía externa de la parte inferior izquierda del fuselaje, consiste en un control de volumen y una conexión de auriculares para el personal de tierra, (ver figura 4-6).

El control de volumen tiene ocho posiciones. Girando en sentido antihorario, el volumen en los auriculares disminuye, girando en sentido horario, el volumen aumenta.

Para la intercomunicación entre los dos tripulantes y el personal de tierra, la llave MIC en el panel de control en uno de los puestos de comando, debe estar en posición HOT, además, el control de volumen de IC debe estar fuera de la posición "desconectado" para controlar el volumen de intercomunicación en los auriculares de los dos tripulantes.

Operación normal del VCS

Equipo de navegación/comunicación deseado	- CONECTAR, regulación de volumen, todo abierto.
Selector del transmisor VCS	- A Requerimiento
Control de volumen de los receptores	- Nivel deseado
Botón TEST	- Controlar encendido de la luz TEST y tono de 150 Hz perceptible.
Botón TEST	- Soltar
Llave MIC	- A requerimiento

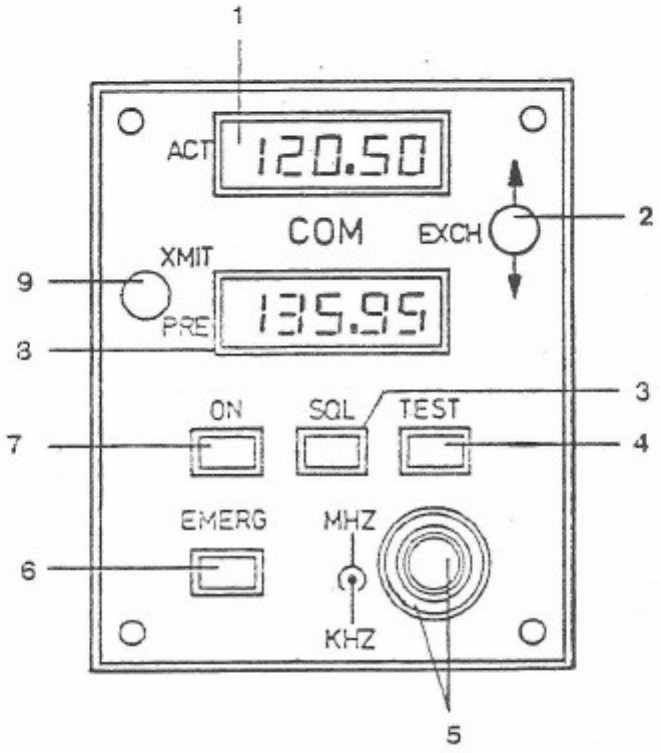
RADIO VHF

La radio VHF se utiliza para comunicación de doble vía (aire-aire y aire-tierra) en frecuencias desde 118,00 MHZ hasta 151,975 MHz, permitiendo la selección de 1360 frecuencias.

Un botón de frecuencia de emergencia permite escuchar y transmitir en la frecuencia de emergencia internacional de 121,5 MHz si esa frecuencia está operativa en el avión.

Una función de autocontrol se utiliza para comprobar si el sistema funciona correctamente, (ver párrafo correspondiente a Botón TEST).

PANEL DE CONTROL DE RADIO VHF



1 Visor de frecuencia activa
2 Botón de intercambio de frecuencia
3 Botón SQUELCH
4 Botón TEST
5 Selectores de frecuencia
6 Botón de frecuencia de emergencia
7 Botón "conectado/desconectado"
8 Visor de frecuencia preseleccionada
9 Luz XMIT

Figura 4-7

El sistema consiste en dos transceptores idénticos (VHF 1 y VHF 2), dos paneles de control, ubicados en las respectivas cabinas, la transferencia de control COM 1 y COM 2 en la consola central de la cabina respectiva y dos antenas utilizadas para la recepción y para la transmisión. Una antena se encuentra en el empenaje vertical (VHF 1) y la otra en la parte inferior del fuselaje (VHF 2).

El sistema de VHF 1 es alimentado por 28 VCC de la BARRA DE CABINA; el de VHF 2 es alimentado por 28 VCC de la BARRA ESENCIAL de CC. El sistema de VHF 1 está protegido por el fusible VHF, ubicado en el panel de fusibles de la cabina delantera.

Panel de control de radio VHF

El panel de control ubicado en la parte izquierda del tablero de instrumentos de ambas cabinas, controla el transceptor VHF 1; el panel de control ubicado en la consola derecha de ambas cabinas, controla el transceptor VHF 2.
Los paneles de control en ambas cabinas son idénticos en sus controles e indicadores.

Botón "conectado/desconectado"

Este botón marcado ON es un conector de alternativa de dos posiciones: ADENTRO y AFUERA. En posición "ADENTRO" se energizan las radios, en posición "AFUERA" se desenergizan las mismas.

Un circuito de memoria no borrable, incorporado a cada panel de control retiene la última frecuencia energizada y preseleccionada que se haya utilizado, durante interrupciones momentáneas de la alimentación eléctrica o cuando las radios se desconectan.

Ambas frecuencias están disponibles para su utilización inmediata tan pronto como la radio que estaba en uso sea conectada nuevamente.

Selector de frecuencia:

Dos selectores concéntricos controlan la indicación de la frecuencia preseleccionada.
Girando los selectores en sentido horario, la frecuencia indicada aumenta, mientras que en sentido antihorario, disminuye.

El selector grande cambia los tres dígitos de la izquierda (100, 10 y 1 MHz) en incrementos de 1 MHz; el selector pequeño, cambia los dos dígitos de la derecha (100,10 kHz), en incrementos de 25 kHz. El tercer dígito de los decimales no está indicado.

En cada extremo de la gama de frecuencias, la indicaciòn pasa automáticamente al otro extremo de la banda, (de 151,975 MHz avanza hasta los 118,00 MHz).

Visor de frecuencia activa

El visor de frecuencia activa, ubicado en la parte superior del panel de control,es un indicador de cristal líquido de cinco dígitos y siete segmentos, marcado ACT.

El visor indica siempre la frecuencia activa en la que está sintonizada la radio, inclusive cuando se cambia la fecuencia preseleccionada.

Visor de frecuencia preseleccionada

El visor de frecuencia preseleccionada, ubicado en el centro del panel de control, es un indicador de cristal líquido, de cinco dígitos y siete segmentos marcado PRE.

Este visor indica la frecuencia inactiva que puede ser cambiada en cualquier momento sin que interfiera con la frecuencia activa.

Botón de intercambio de frecuencia

Este botón marcado EXCH es un conector momentáneo que se utiliza para intercambiar las frecuencias indicadas en los visores de frecuencias activa y preseleccionada.

Presionando el botón de intercambio de frecuencias, se sintoniza la radio en uso en la frecuencia preseleccionada. Entonces, la frecuencia preseleccionada es activada e indicada en el visor de frecuencia activa, mientras que la anterior frecuencia activa se convierte en frecuencia preseleccionada y es indicada en el visor correspondiente.

Presionando el botón de intercambio de frecuencias por segunda vez, el cambio de frecuencias se invierte.

Botón de transferencia de control

Dos botones de transferencia de control con las leyendas COM 1 y COM 2 están ubicados en la parte izquierda de la consola central de ambas cabinas.

Accionándose este botón, los tripulantes tienen la posibilidad de transferir el control sobre la radio en comando a una de las cabinas.

La cabina en la que se oprima el botón, tendrá el control sobre las radios de ambas cabinas. Ello es indicado por el encendido del botón de transferencia de control correspondiente,(color azul

En caso de un funcionamiento incorrecto de la Unidad de Distribución de Aviónica (ADU), el control sobre la radio en comando no puede ser transferido a la cabina trasera.

Ello es indicado por el encendido del botón de transferencia correspondiente mientras este permanezca oprimido. Al soltar este botón, la luz en el mismo se apaga y el control sobre la radio en comando es transferido otra vez a la cabina delantera.

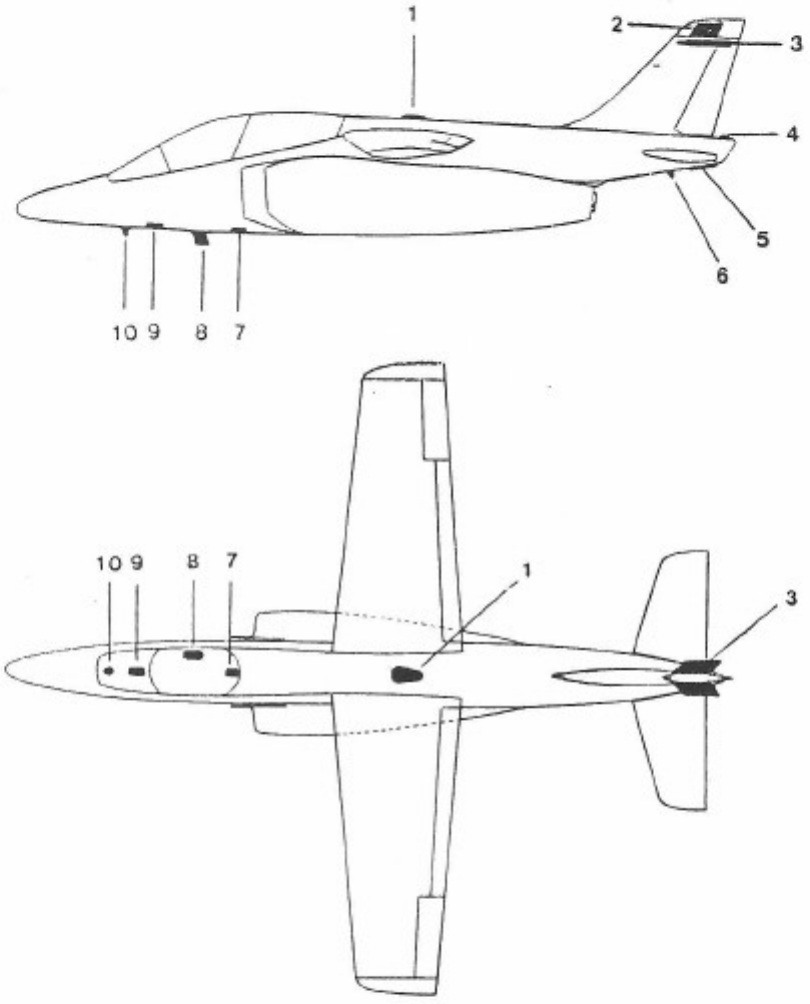
En caso de una falla en el sistema eléctrico y si éste está desconectado, el control sobre la radio en comando es transferido automáticamente a la cabina delantera. El control sobre la radio en comando no puede ser transferido a la cabina trasera si está funcionando con energía de batería. **Los botones de transferencia de COM 1/COM 2 son alimentados por 28 VCC de la BARRA ESENCIAL DE CC.**

BOTON DE TRANSFERENCIA DE CONTROL

CONSOLA CENTRAL
(ambas cabinas)

Figura 4-8

UBICACION DE LAS ANTENAS



1 Antena loop-sense ADF
2 Antena VHF 1/IFF
3 Antena VOR/LOC
4 Antena OMEGA (si está instalado)
5 Antena Marker
6 Antena DME
7 Antena transmisora del radioaltímetro (si está instalado)
8 Antena VHF 2
9 Antena receptora del radioaltímetro (si está instalado)
10 Antena IFF

Figura 4-9

Botón SQUELCH

Este botón es un conector momentáneo marcado SQL, se utiliza para activar o desactivar la supresión de ruidos de la radio en uso. Presionando este botón una vez, se activa la supresión de ruidos; presionando por segunda vez, se desactiva la supresión de ruidos de manera tal que se pueden recibir señales débiles.

Botón de frecuencia de emergencia

Este botón marcado EMERG es un conector momentáneo que se utiliza para activar la frecuencia internacional de emergencia de 121.50 MHz.

Presionando el botón una vez, el transceptor en uso es sintonizado en 121.50 MHz.

Las frecuencias indicadas en los visores de frecuencia activa en ambas cabinas, desaparecen, en cambio la frecuencia de emergencia (121,50 MHZ) aparece en el visor de frecuencia activa. La sintonización del tranceptor en una frecuencia nueva, solo es posible introduciendo la frecuencia deseada en el visor de frecuencia preseleccionada, en el panel de control de la radio en uso y presionando el botón de intercambio de frecuencias.

LUZ XMIT

Durante la transmisión, la luz verde XMIT, ubicada en el costado izquierdo del visor de frecuencia preseleccionada, se enciende para indicar que el transceptor en uso está operando en el modo de transmisión. La luz XMIT también se enciende cuando se presiona y mantiene el botón TEST.

Botón TEST

El botón TEST es un conector momentáneo, utilizado para iniciar la función de autocontrol.

Presionando y manteniendo el botón en posición TEST, se activa el circuito de autocontrol; de esa forma, se enciende la luz XMIT y en los visores de frecuencia activa y preseleccionada aparece como luz intermitente la cifra de cuatro dígitos 8 (88.88).

Operación de la radio VHF

Panel de Control VCS	- A Requerimiento
COM 1 y/o COM 2, botón de transferencia de control	- Presionar - Controlar botón correspondiente, encendido
Botón "Conectado/Desconectado" radio VHF	- Presionar - Controlar visores de frecuencia activa/preseleccionada.

NOTA

La frecuencia activa, seleccionada en el panel de control de la radio en uso, también es visualizada en la otra cabina. La frecuencia preseleccionada puede ser cambiada individualmente en ambos paneles de control sin que interfiera con la frecuencia activa.

Botón TEST	- Presionar - Controlar luz XMIT encendida. En los visores de frecuencias activa y preseleccionada aparece como luz intermitente la cifra 8 en cuatro dígitos (88,88)
Botón SQUELCH	- Presionar - Deberá escucharse un aumento del ruido de fondo al desactivar el botón SQUELCH.
Botón SQUELCH	- Presionar por segunda vez

Para transmitir, presionar el botón MIC en el bastón de mandos.

Control de volumen del receptor VCS, COM 1 y/o COM 2	- A requerimiento

Botón de transferencia de control

Dos botones de transferencia de control marcados COM 1 y COM 2 están ubicados en la parte izquierda de la consola central de ambas cabinas.

Presionando ese botón, se tiene la posibilidad de transferir el control sobre la radio en uso a una de las cabinas. La cabina seleccionada por el presionado del botón, tiene el control sobre las radios de ambas cabinas. Esto es indicado por el encendido del botón correspondiente de la transferencia de control.

En caso de un funcionamiento incorrecto de la Unidad de Distribución de Equipo de Comunicación (ADU), el control sobre la radio en uso, no puede ser transferido a la cabina trasera. Esto es indicado por el encendido del botón de transferencia correspondiente, mientras el mismo permanezca presionado. Al soltar el botón, la luz en el mismo se apaga y el control sobre la radio en uso es transferido otra vez a la cabina delantera.

En caso de falla del sistema eléctrico o si el mismo es desconectado, el control sobre la radio en uso es transferido automáticamente a la cabina delantera. El control sobre la radio en uso no puede ser transferido a la cabina trasera si está funcionando con la energía de la batería únicamente. **Los botones de transferencia de control COM 1/COM 2 son alimentados por 28 VCC de la BARRA ESENCIAL DE CC.**

EQUIPOS DE NAVEGACION

PLATAFORMA GIROSCOPICA

El Sistema de Referencia de Rumbo y Actitud (AHRS = ATTITUDE-HEADING-REFERENCE-SYSTEM) proporciona información del azimut y referencia vertical del avión para el piloto y para los distintos equipos de radio del avión.

El AHRS utiliza el Conjunto de Desplazamiento Giroscópico (DGA) y el Detector Magnético de Azimut (válvula FLUX MAD), como sensores básicos y el Amplificador Electrónico de Control (ECA) para la integración y transmisión de la información. El control de rumbo y modo vertical es proporcionado por el control de AHRS.

El Sistema AHRS consiste en una plataforma propiamente dicha con dos giróscopos para indicar todas las actitudes.Con la plataforma LEAR SIEGLER se dispone además de un panel de control correspondiente.

El sistema es alimentado por 115 VCA de la BARRA ESENCIAL de CA, (una fase 400 Hz).

Actitud del avión (rolido y cabeceo):

- Indicador Director de Actitud (ADI), ambas cabinas.
- Director de Vuelo (FD)

Rumbo magnético del avión:

- Indicador de Situación Horizontal (HSI), ambas cabinas.
- Indicador Radiomagnético (RMI) ambas cabinas.
- Sistema OMEGA.

Error en el Sistema de Rumbo:

- Modo Giro Direccional (DG) libre: ± 1.1 grados/h máximo.
- Modo Esclavo: ± 0.5 grados del Detector de Azimut Magnético.

Error del Giróscopo Vertical:

- 6 grados/h máximo bajo condiciones de desconectado. El sistema incluye una corrección de error terrestre en todo momento sin erección.

Exactitud Estática Vertical:

- ± 0.25 grados (incluyendo base mtg) con cero grado de cabeceo y rolido. ± 0.35 grados en todas las otras actitudes (salida directa) con erección.

Régimen de erección:

- Normal: 1.5 grados/min ±0.5 grados/min.
- Rápido: 29 grados/min ± 4 grados/min.

Erección y Esclavo desconectado:

- Rolido por sensor auto-incorporado de régimen de viraje a 8 grados/min y a 0.085 G de aceleración longitudinal.

Tiempo de calentamiento

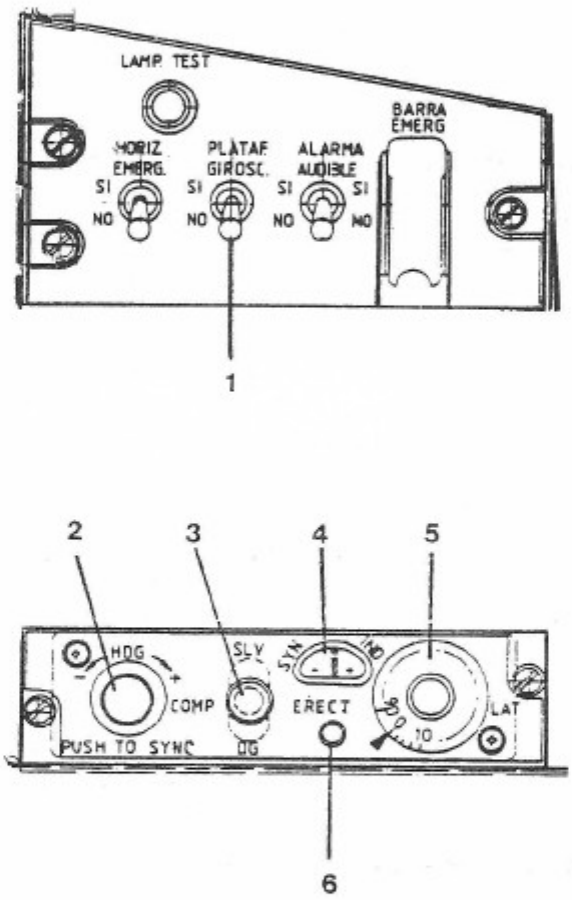
- 1.5 minutos, normal. 2.5 minutos máximo.

Límites de actitud:

- Ninguno; 360 grados completos con libertad en rolido, cabeceo y azimut.

CONTROLES DE LA PLATAFORMA GIROSCOPICA (AHRS)

Cabina delantera (consola derecha)



1 Interruptor de alimentación de la plataforma giroscópica
2 Botón sincronización del rumbo
3 Selector del modo de brújula
4 Indicador de sincronización
5 Control de corrección de latitud
6 Botón de erección rápida del giróscopo

} Si está instalada la plataforma Lear Siegler

Figura 4-10

Llave de control de alimentación de la plataforma

La llave de control de alimentación marcada PLATAF.GIROSC., en la consola lateral derecha de la cabina delantera, tiene las posiciones SI (conectado) y NO (desconectado) y controla la alimentación elécrica de la plataforma giroscópica. Colocando la llave en posición SI, se energizará el sistema y de esa manera comenzará la secuencia del tiempo de erección.

Panel de control de la plataforma

El panel de control de la plataforma, ubicado en la consola lateral derecha de la cabina delantera, tiene los siguientes controles necesarios y las presentaciones para selectar el sistema de referencia y para la operación del sistema de giróscopo del compás magnético.

Llave selectora de modo

Esta llave articulada tiene 3 posiciones: compás (COMP), esclavo (SLV) y giro direccional (DG) y permite la selección del modo apropiado.

- COMP - En el modo COMP el AHRS proporciona un rumbo magnético sin estabilización del giróscopo. En ese modo de operación el servo del azimut sigue el rumbo del avión como es sensado por la válvula de flujo (MAD). Este modo operativo solo deberá ser empleado cuando se sospecha que las indicaciones de la plataforma giroscópica no son confiables.

- SLV - En ese modo de operación el AHRS proporciona un rumbo magnético estabilizado por el giróscopo como un rumbo de salida. Este modo operativo está diseñado para ser utilizado con latitudes de hasta 70 grados. Con latitudes mayores, la componente horizontal del campo magnético de la tierra es demasiado débil como para proporcionar un rumbo confiable, por esa razón, deberá utilizarse el modo operativo DG (giróscopo direccional).

-DG - (Giróscopo direccional libre). Con la llave selectora en la posición DG, el detector de azimut magnético (válvula de flujo) se desconecta del sistema, dejando operar libremente al giróscopo direccional para proporcionar las referencias direccionales. La desviación entre el giróscopo

libre y el giróscopo direccional no deberá ser superior a ± 1 grado por hora. En el modo DG, se corrige el desvío aparente del giróscopo direccional que se debe a la rotación de la tierra.

Perilla de sincronización del rumbo

Esta perilla combina dos funciones: "presionar para sincronizar" y "presionar para girar". Se utiliza para la sincronización rápida del giróscopo direccional de la plataforma con el detector de azimut magnético (válvula de flujo), si la brújula opera en el modo SLV; se utiliza además para fijar el rumbo deseado en el HSI si la brújula está operando en el modo DG.

Cuando la brújula está operando en el modo SLV, la sincronización rápida es cumplida cuando se presiona y mantiene la perilla hasta que el indicador de sincronización está centrado.

Cuando la brújula está operando en el modo DG, se cambia el rumbo del sistema al presionar y girar la perilla hacia la derecha (+) para aumentar o hacia la izquierda (-) para disminuir el rumbo. Cuanto más se desplace la perilla, más rápido es el cambio de rumbo.

Indicador de sincronización:

Este indicador proporciona una indicación cuando la plataforma giroscópica y el detector de azimut magnético (válvula de flujo) están sincronizados dentro de los ± 25 grados cuando la brújula está operando en el modo SLV.

Durante la operación, la aguja indicadora fluctúa ligeramente cuando el sistema de la brújula está sincronizado con el giróscopo. No habiendo sincronización de brújula, la aguja se inclina hacia el signo (+) o bien hacia (-).

La perilla de sincronización de rumbo debe ser presionada para sincronizar el sistema. El indicador de sincronización es desactivado cuando la brújula está operando en el modo COMP o DG.

Botón de erección rápida del giróscopo

El botón de erección rápida de marcado ERECT, se utiliza para elevar rápidamente el giróscopo vertical.

Si se requiere una erección rápida del giróscopo vertical, porque el instrumento se ha erigido en una falsa vertical, o porque se exceden los límites de cabeceo del mismo, se deberá presionar y mantener el botón hasta que la indicación de actitud en el ADI vuelva a ser normal.

Siempre que el botón de erección rápida sea presionado, el giróscopo se erige con una velocidad de aproximadamente 24 grados por minuto.

Dial de corrección de latitud

Este dial tiene marcas que representan las latitudes desde 0º a 90º. Colocando en el dial la latitud a la cual se vuela, se determina la correción de desvío del giróscopo, (debido a la rotación de la tierra) siempre que la brújula está operando en el modo DG. Cuando la brújula está en el modo SLV, se aumenta la exactitud del rumbo.

Selector de hemisferio

El selector de hemisferio, ubicado en el lado posterior del panel de control de la plataforma giroscópica, tiene dos posiciones, marcadas N (norte) y S (sur). El selector debe ser colocado en el hemisferio en el cual está operando el avión para proporcionar la polaridad exacta para la corrección de desvío del giróscopo, debido a la rotación de la tierra.

Operación de la plataforma giroscópica LEAR SIEGLER

Llave selectora de modo	- Posición SLV
Dial de corrección de latitud	- Latitud local
Llave de control de alimentación	- Posición SI, activar cronómetro.

Después de 2 minutos, verificar si ha desaparecido la banderita de alarma del ADI. La oscilación de la esfera de actitud deberá detenerse después de los 20 segundos.

Llave selectora de modo	- Posición DG
Perilla sincronización de rumbo	- Presionar y girar, verificar si el cuadrante del HSI gira lentamente.
Llave selectora de modo	- Posición SLV

Después de 6 segundos como máximo, la aguja del indicador de sincronización deberá estar centrada.

Operación de la plataforma SFIM

Llave control de alimentación - Posición SI, activar cronómetro.

Después de algunos minutos, verificar si ha desaparecido la banderita de alarma del ADI. La oscilación de la esfera de actitud, deberá detenerse después de los 20 segundos.

AYUDAS A LA NAVEGACION

El indicador de Situación Horizontal (HSI) es el instrumento principal para la visualización de los datos de navegación. El Indicador Radiomagnético (RMI) se utiliza como instrumento complementario.

El sistema VOR/ILS comanda el HSI y el RMI. El HSI indica la desviación entre el "Curso VOR" y el radial seleccionado por medio del puntero de desviación del "curso". Un puntero en forma de flecha, muestra las indicaciones TO y FROM (HACIA y DESDE). En el modo ILS, se activa además , la indicación de trayectoria de planeo y el indicador de desviación del "curso" es utilizado para mostrar la desviación del localizador.

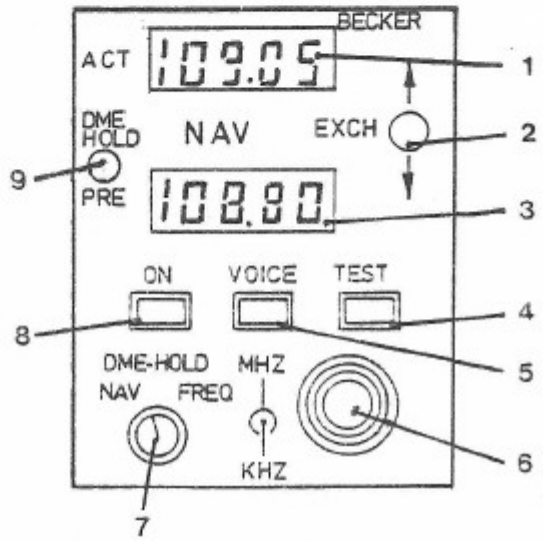
La aguja grande en el RMI indica la dirección hacia la estación (marcación relativa). Las indicaciones de trayectoria de planeo y del localizador son paralelamente mostradas en el ADI. Las indicaciones del localizador en el ADI se utilizan para mostrar la desviación angular en los modos de operación VOR/ILS Y OMEGA.

La banderita de alarma LOC en el ADI y la banderita de alarma NAV en el HSI están interconectadas entre sí, indicando paralelamente que las señales de ILS, VOR u OMEGA,no son confiables o que hay una falla en los sistemas respectivos.

La ventanilla de distancia en el HSI, muestra las informaciones del DME. La información del ADF es indicada por la aguja pequeña del RMI.

La indicación OMEGA puede ser visualizada en el HSI, en vez de la desviación del "Curso VOR". Dos botones con iluminación interior marcados VOR/ILS , están ubicados debajo del RMI y pueden ser utilizados para seleccionar las indicaciones de VOR/ILS u OMEGA para el HSI.

SELECTORES E INDICADORES VOR/ILS Y OMEGA Y LUCES DE MARCACION



1 Indicador de frecuencia activa
2 Botón de intercambio de frecuencias
3 Indicador de frecuencia preseleccionada
4 Botón TEST
5 Botón para filtro de señales codificadas
6 Selectores de frecuencia
7 Llave selectora de cuatro posiciones
8 Interruptor "conectado/desconectado"
9 Luz DME HOLD
10 Luces de marcación
11 Selector e indicador OMEGA (si está instalado)
12 Selector e indicador VOR/ILS

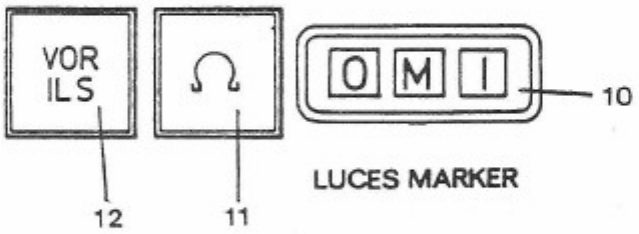


Figura 4-11

SISTEMA DE MARCACION VOR/ILS

El sistema VOR/ILS opera con frecuencias desde 108 a 117,95 MHz, en incrementos de 50 kHz. El receptor de trayectoria de planeo utiliza una gama de frecuencias desde 329 a 355 MHz, también en incrementos de 50 kHz.

La frecuencia del DME es activada automáticamente junto a la respectiva frecuencia de VOR. Seleccionando una frecuencia de localizador, se activan automáticamente las respectivas frecuencias de trayectoria de planeo y de DME, excepto para el modo DME HOLD.

Las señales se muestran de la siguiente manera:

- **HSI** - Desviación del "curso" e indicación TO/FROM con trayectoria de planeo.
- **RMI** - Marcación relativa a la estación.
- **ADI** - Desviación del "curso" o localizador e indicación de trayectoria de planeo.

Las señales acústicas de los transmisores de VOR o ILS, están disponibles a través del sistema de intercomunicación.

SISTEMA DE RADIOBALIZAS MARCADORAS

El receptor de MARKER opera con una frecuencia de 75 MHz y es parte integrante del receptor VOR/ILS.

Cuando se vuela sobre una radiobaliza de marcación, se enciende una de las tres luces integrales con codificación por colores y letras, de acuerdo al tipo de señales que se está transmitiendo. La señal acústica respectiva se escucha al mismo tiempo a través del sistema de intercomunicación. El volumen de la señal será regulado únicamente por el control maestro de volumen.

CONTROLES E INDICADORES DEL SISTEMA VOR/ILS

Los componentes que integran el panel de control de los equipos de navegación, ubicado en la parte izquierda inferior del tablero central de instrumentos, están detallados en la Fig.4-11.
La llave selectora de cuatro posiciones activa los siguientes circuitos:

NAV - Sistema VOR/ILS alimentado por corriente eléctrica.
DME - Sistema DME alimentado por corriente eléctrica.
HOLD - Frecuencia del sistema VOR/ILS que puede ser cambiada sin que se modifique la frecuencia del DME
FREQ - Frecuencia del DME memorizada que se muestra en la ventanilla superior del LCD, (Display de Cristal Líquido).

Botón de Transferencia de Control

Un botón de transferencia de control con la leyenda NAV está ubicado en la parte izquierda de la consola central de ambas cabinas.

La cabina en la que se oprima el botón, tendrá el control sobre el panel de selección de frecuencia del VOR y sobre las perillas selectoras de RUMBO y CURSOR del HSI correspondiente.

BOTON DE TRANSFERENCIA DE CONTROL

Figura 4-12

SISTEMA DME

El sistema DME mide la distancia directa entre el avión y la estación (distancia en visión oblicua). La distancia medida se muestra en la ventanilla indicadora de distancia del HSI (en millas naúticas).

SISTEMA OMEGA/VFL

El sistema OMEGA/VFL se utiliza principalmente para la navegación de larga distancia. Antes del vuelo deberán introducirse la fecha, hora y posición actual. Para informaciones posteriores de navegación, el sistema deberá disponer de una serie de "puntos de notificación". El sistema es capaz de suministrar la posición actual, la posición relativa de los puntos de notificación preseleccionados e informaciones adicionales en cualquier momento durante el vuelo.

Hay cuatro modos operativos:

- Navegación hiperbólica, usando tres o más estaciones OMEGA.
- Computación de la posición, usando las líneas de posición (LOP) procedentes de tres o más estaciones OMEGA/VLF.
- Computación de la posición, usando las LOP de dos estaciones OMEGA con la ayuda de un oscilador de precisión.
- Navegación a la estima, en base a rumbo y TAS.

Los dos últimos modos operativos son modos auxiliares. La computadora del sistema OMEGA selecciona automáticamente el mejor modo operativo.

Flujo de señales

El sistema OMEGA/VFL recibe información de rumbo desde la plataforma giroscópica e información de TAS desde el sistema de computación de datos y suministra las siguientes señales al HSI:

- Angulo deseado entre la trayectoria y la indicación de la aguja
- Desviación entre la trayectoria cruzada y la barra indicadora de desviación.
- Señal TO/FROM
- Señal de validez para la banderita de alarma NAV

Controles e indicadores del sistema OMEGA

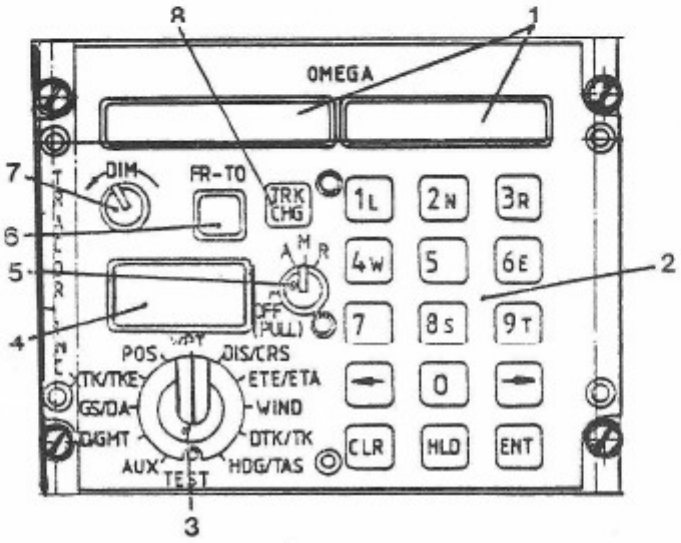
El panel de control del sistema OMEGA, instalado en la consola central de la cabina delantera, cumple las siguientes funciones y tiene los siguientes indicadores:

Llave selectora A-M-R:

Este selector se utiliza para conectar/desconectar la alimentación eléctrica y para seleccionar uno de los siguientes modos operativos:

- AUTOMATICO
- MANUAL
- REMOTO

PANEL DE CONTROL OMEGA



1 Ventanillas LED
2 Teclado para introducción de datos
3 Selector de funciones
4 Indicador de estado del sistema
5 Interruptor A-M-R
6 Indicador TO/FROM
7 Control de atenuación de la luz
8 Botón de cambio de trayectoria

Figura 4-13

Selector de función

Se utiliza para seleccionar los datos que se deben visualizar en las dos ventanillas LED.

Teclado

El teclado de función múltiple, se utiliza para la introducción de datos.

Ventanillas LED

Hay tres ventanillas LED ubicadas en el panel de control. Dos de ellas se utilizan para mostrar los datos de navegación, la tercera es para la indicación TO/FROM

Indicador de estado del sistema

Este indicador muestra si el sistema está funcionando o si se ha producido una falla en el mismo.

Control de atenuación de la luz

Este reóstato controla la intensidad de la iluminación integrada en el panel de control.

Botón de cambio de trayectoria

Este botón marcado TRK CHG, se utiliza para iniciar cambios de los puntos de notificación (WAY POINTS).

SISTEMA DE RADIOGONIOMETRO AUTOMATICO (ADF)

El sistema ADF consiste en un receptor, dos paneles de control (uno en cada cabina) , dos botones de transferencia de control,ubicados en la consola central (uno en cada cabina) y una antena LOOP/SENSE combinada, ubicada encima del fuselaje, detrás de la cabina trasera.

El ADF proporciona indicaciones visuales continuas, marcando la dirección desde donde están recibiendo las señales de radiofrecuencia. Puede ser utilizado para el trazado de una posición, como ayuda para aproximación y para la recepción auditiva de señales de modulación de amplitud entre 190 kHz y 1749,5 KHz. El sistema ADF tiene tres modos operativos funcionales : ANT, ADF y BFO.

En el modo ANT, el ADF funciona como receptor auditivo, proporcionando una salida acústica de la señal recibida.

En el modo ADF, funciona como receptor del radiogoniómetro automático, donde la pequeña aguja del RMI, ubicado en ambas cabinas, presenta la marcación relativa de la estación seleccionada; en ese caso, se escucha una salida acústica de la señal recibida.

El oscilador de frecuencia (BFO), permite la identificación de las estaciones que transmiten señales codificadas de onda continua (código Morse).

El modo operativo BFO puede ser seleccionado junto con los modos ANT o ADF.

Una función de autocontrol, se utiliza para comprobar si el sistema opera correctamente.

El sistema es alimentado por 28 VCC de la BARRA ESENCIAL de CC.

Panel de control ADF

Los paneles de control, ubicados en la consola derecha de ambas cabinas son idénticos en cuanto a sus controles e indicadores.

Botón "Conectado/Desconectado"

Este botón marcado ON, es un conector alternativo de dos posiciones. En posición "Adentro" (presionado), el sistema ADF es alimentado por corriente eléctrica, en la posición "Afuera" (libre) se corta la alimentación.

Un circuito de memoria no borrable, incorporado en cada panel de control, retiene la última frecuencia activada y preseleccionada que se ha utilizado. Durante interrupciones momentáneas de la alimentación eléctrica o cuando el ADF se desconecta. Ambas frecuencias estarán disponibles para su utilización inmediata, tan pronto como el panel de control en uso sea conectado nuevamente.

Selector de Frecuencia

Dos selectores concéntricos, controlan el visor de frecuencia seleccionada, girando los selectores en sentido horario, se incrementa la frecuencia indicada y en sentido antihorario, se disminuye la frecuencia indicada.

El selector exterior (grande) sintoniza la frecuencia en incrementos de 100 kHz; el selector pequeño sintoniza en incrementos de 10 kHz si, al mismo tiempo se tira hacia afuera, y en incrementos de 0,5 kHz si se presiona hacia adentro.

Visor de frecuencia activa

El visor de frecuencia activa, ubicado en la parte superior del panel de control de ADF, es un indicador de cristal líquido, con cinco dígitos y siete segmentos, marcado ACT.

Este visor indica siempre la frecuencia activa a la cual está sintonizado el ADF en uso, incluso cuando se cambia a frecuencia preseleccionada.

Visor de frecuencia preseleccionada

El visor de frecuencia preseleccionada, ubicado en el centro del panel de control de ADF, es un indicador de cristal líquido con cinco dígitos y siete segmentos, marcado PRE.

Este visor indica la frecuencia inactiva que puede ser cambiada en cualquier momento sin que interfiera con la frecuencia activa.

Botón de intercambio de frecuencia

Este botón marcado EXCH, es un conector momentáneo que se utiliza para intercambiar las frecuencias indicadas en los visores de frecuencia activa y preseleccionada. Oprimiendo el botón de intercambio de frecuencia, se sintoniza el ADF en uso en la frecuencia preseleccionada. La frecuencia preseleccionada es activada y mostrada en el visor de frecuencia activa, mientras que la frecuencia activa anterior se convierte en frecuencia preseleccionada y es indicada en el visor correspondiente. Oprimiendo el botón de intercambio de frecuencias por segunda vez, se invierte el cambio de las frecuencias.

Botón ADF

El botón ADF es un conector alternativo con dos posiciones: "Adentro" y "Afuera". La posición "Adentro" selecciona el modo operativo ADF. En esa posición se dispone de las señales acústicas y la aguja pequeña del RMI muestra la marcación relativa a la estación seleccionada.

En la posición "Afuera", se selecciona el modo operativo ANT. En esa posición se dispone de las señales recibidas desde la estación modulada A2/A3 y aparece la banderita de ALARMA AD, quedando la aguja pequeña del RMI en una posición no definida (girando).

Botón BFO

El botón BFO es un conector alternativo con dos posiciones :"Adentro" y "Afuera".

Presionando el botón, se selecciona el modo operativo BFO. En esa posición se escucha un tono de 1000 Hz que identifica estaciones codificadas de onda continua (Radiobalizas A1).

En la posición "Afuera" del botón, se desactiva el modo operativo BFO.

Botón TEST

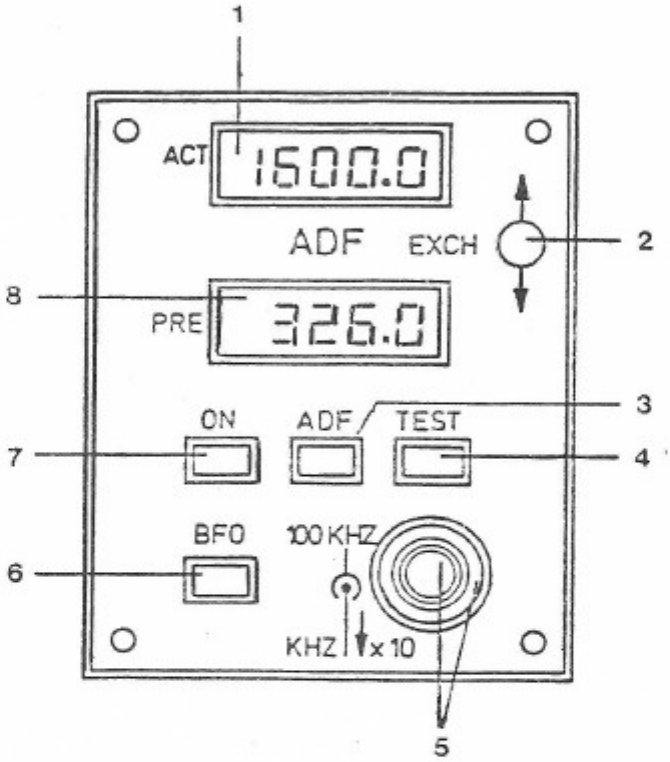
El botón TEST es un conector momentáneo, utilizado para iniciar la función de autocontrol.

Presionando y manteniendo el botón en posición TEST, se activa el circuito de autocontrol, en los visores de frecuencia activa y preseleccionada, aparece como luz intermitente la cifra 8 en cuatro dígitos (88.88).

Operación del ADF

Panel de control	- A Requerimiento
Botón de transferencia de control de ADF	- Presionar Controlar encendido del botón.
Botón "Conectado/Desconectado" de ADF	- Presionar en ambos paneles de control. Verificar visores de frecuencia activa y preseleccionada.

PANEL DE CONTROL ADF



1 Visor de frecuencia activa
2 Botón de intercambio de frecuencia
3 Botón ADF
4 Botón TEST
5 Selector de frecuencia
6 Botón BFO
7 Botón "conectado/desconectado"
8 Visor de frecuencia preseleccionada

Figura 4-14

NOTA

La frecuencia activa, seleccionada en el panel de control de ADF en uso, también es indicada en el panel de control de la otra cabina.

La frecuencia preseleccionada puede ser cambiada individualmente en ambos paneles de control de ADF sin que interfiera con la frecuencia activa.

Botón TEST	- Presionar y mantener Controlar si en los visores de frecuencia activa y preseleccionada aparece como luz intermitente la cifra 8 en cuatro digitos (88.88)
Botón de ADF	- Controlar posición "Afuera"
Indicaciones del RMI	- Controlar si desaparece la banderita OFF. La aguja indicadora pequeña permanece en posición no definida (girando).
Control de volumen del receptor de ADF	- A Requerimiento
Botón ADF	- Presionar La aguja pequeña del RMI indicará la marcación adecuada para la estación recibida.
Botón BFO	- Presionar Se escuchará un tono de 1000 Hz al recibir una estación.
Botón BFO	- Presionar por segunda vez
Botón intercambio de frecuencia	- Presionar Verificar si las frecuencias preseleccionada y activa se intercambian correctamente.

Ajustar la frecuencia según sea necesario para la navegación en el despegue y/o vuelo.

Botón de transferencia del control

Un botón de transferencia de control marcado ADF, está ubicado en la parte izquierda de la consola central de ambas cabinas.

Presionando este botón, los tripulantes tienen la posibilidad de transferir el control sobre el ADF en uso, a una de las cabinas. La cabina seleccionada tiene el control sobre el sistema ADF de ambas cabinas. Esto es indicado por el encendido del botón respectivo de transferencia de control.

En caso de un mal funcionamiento de la Unidad de Distribución de Equipos de Radio, (ADU), el control sobre el ADF en uso no puede ser transferido a la cabina trasera. Esto es indicado por el encendido del botón correspondiente de transferencia mientras el mismo permanezca presionado. Al soltar el botón, la luz en el mismo se apaga y el control sobre el ADF en uso es transferido nuevamente a la cabina delantera.

En caso de falla del sistema eléctrico o, si el mismo está desconectado, el control sobre el ADF en uso, es automáticamente transferido a la cabina delantera. **Los botones de transferencia de control de ADF son alimentados por 28 VCC de la BARRA ESENCIAL de CC**

BOTON DE TRANSFERENCIA DE CONTROL

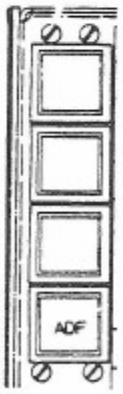


Figura 4-15

SISTEMA DE TRANSPONDER IFF

El transponder IFF se utiliza para identificación automática del avión, en caso de interrogación por parte de estaciones instaladas en tierra o en otros aviones; se utiliza además, para identificación momentánea de posición (I/P) a requerimiento.

El sistema tiene los siguientes modos operativos: 1, 2, 3A y C. Los modos 1, 2, y 3A se utilizan para identificación selectiva con propósitos de interpretación y control, mientras que el modo C se utiliza para informar altitudes. Los códigos para los modos 1 y 3A pueden ser establecidos y modificados durante el vuelo, el código para el modo 2 es establecido dentro del sistema (en tierra) y no puede ser modificado durante el vuelo.

El sistema transponder IFF consiste principalmente en un panel de control en la consola derecha de la cabina delantera con transmisor/receptor y dos antenas. El receptor incorpora dos canales receptores. Cada uno de los canales está conectado con una antena de IFF.

Un circuito particular compara la intensidad de las señales en los distintos canales, conectando el receptor con la antena que recibe la señal más fuerte.

El transponder IFF incluye además la posibilidad de supresión de doble vía, para evitar interferencias con la operación del DME. Un circuito de control integrado que tiene tres modos operativos, dá una posibilidad de supervisar fallas en el sistema.

Test cíclico continuo

El ciclo de test es conectado colocando la llave marcada MASTER en posición "N" de esa manera es activado el circuito de TEST cada 30 segundos.

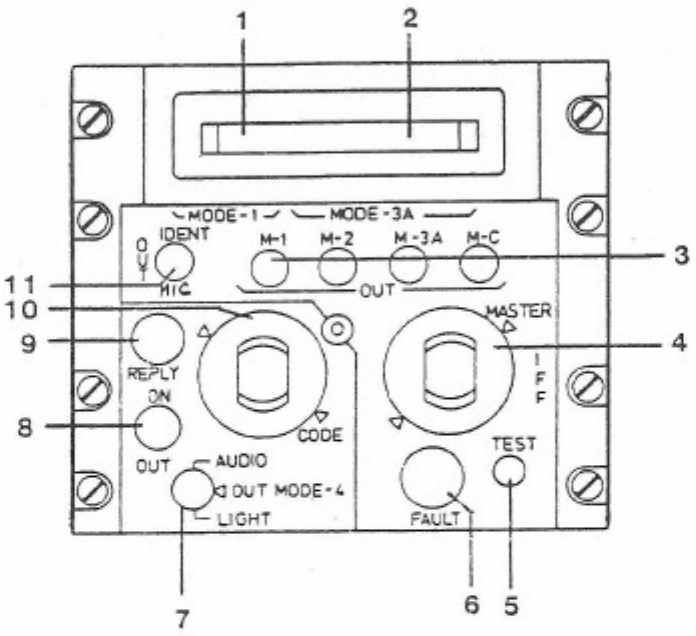
Test iniciado por el operador

El ciclo de TEST es activado presionando y manteniendo el botón en posición TEST.

Monitor permanente

Si el sistema transponder recibe una interrogación en tierra, se interrumpe el TEST cíclico, y se controla la respuesta que se ha iniciado de esa manera. El transponder IFF es alimentado por 28 VCC de la BARRA DE CABINA y es protegido por el fusible marcado IFF, ubicado en el panel de fusibles de la cabina delantera.

PANEL DE CONTROL IFF



1 Selector de código MODO 1
2 Selector de código MODO 3A
3 Selector de modo
4 Llave maestra
5 Botón TEST
6 Indicador de falla
7 Llave de control del monitor Modo 4
8 Llave de control Modo 4
9 Luz de respuesta
10 Llave de control de código Modo 4
11 Selector de identificación de posición

Figura 4-16

Selector de modo

Cuatro selectores de modo, marcados M-1, M-2, M-3A y M-C, cada uno con dos posiciones se utilizan para que el transponder pueda contestar las interrogaciones en el modo seleccionado. Si se ha conectado más de un selector, el transponder contestará las interrogaciones de todos los modos seleccionados.

Cuando un selector está en posición OUT (desconectado), el transponder no puede operar en el modo respectivo.

Selector de código

Dos juegos de selectores de tipo rueda, para ser accionados por el pulgar, están disponibles para colocar los códigos de los modos 1 y 3A. El juego de selectores marcados MODE-1 consiste en dos ruedas que permiten la selección de 32 códigos distintos. El juego de selectores marcados MODE-3A, consiste en cuatro ruedas que permiten la selección de 4096 códigos. Los dígitos de código de cada rueda se leen en las ventanillas que se encuentran en la superficie del panel.

Selector de identificación de posición

El selector de identificación de posición (I/P) se utiliza para controlar las transmisiones de grupos de impulsos I/P. Este selector tiene tres posiciones marcadas MIC, OUT e IDENT.

Posición IDENT - Colocando el selector en posición IDENT momentáneamente, se activa un cronómetro por un tiempo de 15 a 30 segundos. Si se reconoce una interrogación en los modos 1, 2 ó 3A dentro de ese tiempo, se darán las respuestas de I/P

Posición MIC - Colocando el selector en posición MIC, el grupo de impulsos I/P es transmitido para contestar una interrogación en los modos 1 ó 3A, mientras el botón del micrófono de uno de los comandos de empuje esté oprimido y permanezca en esa posición de 15 a 30 segundos después de soltar el botón.

Posición OUT - Colocando el selector en posición OUT, se impide la transmisión de los grupos de impulsos I/P.

Botón TEST

El botón TEST se utiliza para activar la función TEST iniciada por el operador.

Indicador de falla

El indicador marcado FAULT es un elemento magnético en el cual aparece el color negro para el funcionamiento correcto del sistema y de color blanco si se detecta una falla en el mismo. El indicador puede ser recolocado girándolo en sentido antihorario.

Modo operativo 4

El modo operativo 4 no se activa.

Operación del Sistema IFF

Operación normal

Llave maestra	- Posición SBY Esperar 2 minutos hasta que el sistema tome temperatura de trabajo.
Selector de código de los modos 1, 2, y 3A	- A Requerimiento
Selectores de modo, excepto M-C	- A requerimiento
Selector de identificación de posición	- Posición OUT
Llave TEST	- Presionar y mantener Verificar si en el indicador FAULT aparece el color negro
Botón TEST	- Soltar

Si se requiere una información de altitud:

Selector de modo	- Posición M-C

Si se requiere una identificación de posición:

Selector de identificación de posición	- Posición IDENT o MIC como sea necesario.

Operación de emergencia

Llave maestra	- Levantar y girar hasta la posición EMERG

SISTEMA DIRECTOR DE VUELO

El sistema Director de Vuelo proporciona información de actitud y navegación, así como acciones computadas de cabeceo e inclinación para el ADI.

El sistema consiste principalmente en la Computadora del Director de Vuelo (FDC) y en el panel selector de modo, ubicados en la consola derecha de ambas cabinas.

La computadora recibe distintas señales de entrada que incluyen señales de cabeceo e inclinación de la plataforma giroscópica, señales de error de curso y rumbo del HSI, señal de referencia de altitud del sistema de computación de datos, señal de de desvio de curso y señales de banderitas procedentes de los sistemas VOR/ILS y OMEGA, así como también señales discretas del modo seleccionado, recibidas desde el panel selector de modo del Director de Vuelo.

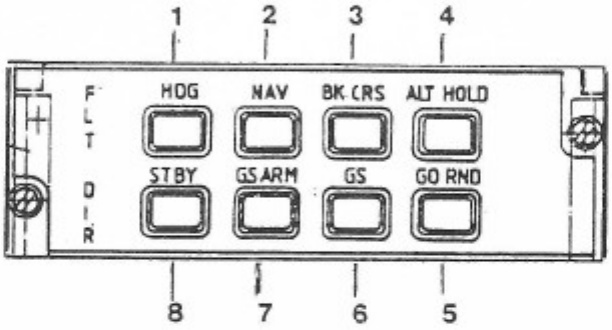
La computadora del Director de Vuelo procesa esas señales de entrada, proporcionando acciones de cabeceo e inclinación al ADI, permitiendo de esa manera, captar y mantener el curso, el radial VOR, el rumbo del localizador o la trayectoria de planeo seleccionados.

El sistema Director de Vuelo es alimentado por 28 VCC de la BARRA NO ESENCIAL de CC y por 115 VCA de la BARRA ESENCIAL de CA.

Panel selector de modo del Director de Vuelo

Los paneles selectores de modo del Director de Vuelo en ambas cabinas están interconectados en paralelo, de forma tal que cualquiera de los dos puede ser utilizado para seleccionar los distintos modos operativos del sistema Director de Vuelo.

PANEL SELECTOR DE MODO DEL DIRECTOR DE VUELO



1 Selector modo heading (HDG)
2 Selector modo navigation (NAV)
3 Selector modo back course (BK CRS)
4 Selector modo altitude hold (ALT HOLD)
5 Selector modo go-around (GO RND)
6 Selector modo glideslope (GS)
7 Selector modo glideslope arm (GS ARM)
8 Selector modo stand-by (STBY)

Figura 4-17

El sistema Director de Vuelo tiene los siguientes modos operativos:

- Stand-by
- Heading
- Navegación
  - VOR
  - OMEGA
  - ILS
    -- Back course (Curso inverso)
    -- Glideslope arm
    -- Glideslope
- Altitude Hold
- Go-around

Los modos operativos son seleccionados al presionar el botón respectivo. Los selectores de modo son conectores momentáneos con circuitos integrados de control y están ubicados en la computadora del Director de Vuelo.

Si en la parte superior del botón se encienden barras verdes, es indicación que el modo respectivo ha sido activado. Al desactivarse el modo seleccionado, las barras verdes desaparecen.

- Modo "Stand-by"

Presionando el selector de modo "Stand-by marcado STBY, se activa el sistema Director de Vuelo, desactivándose al mismo tiempo todos los modos operativos seleccionados previamente.

Al seleccionarse el modo "Stand-by", desaparecen las barras directoras de cabeceo e inclinación y la banderita de alarma del Director de Vuelo en el ADI.

- Modo "Heading"

El modo "Heading" proporciona la posibilidad de dirigirse hacia cualquier rumbo deseado que haya sido seleccionado por medio del marcador del HSI y también de mantener ese rumbo.

Presionando el selector de rumbo marcado HDG, aparece la barra directora de inclinación en el ADI.

Volando el avión de tal forma que se mantenga la barra directora de inclinación en posición centrada, el avión se dirigirá hacia el rumbo seleccionado en el HSI.

Siempre que la barra director de inclinación estê centrada,se mantendrá el grado de inclinación correcta durante todo el viraje. Cualquier desvío del rumbo seleccionado, genera una acción en la barra directora de inclinación.

Cuando se selecciona el modo "Heading", se desactivan automáticamente todos los modos de navegación seleccionados previamente.

- Modos de Navegación

Los modos de navegación VOR, ILS y OMEGA, son activados cuando se sintoniza el sistema de navegación en la frecuencia deseada y se presiona seguidamente el selector de modo marcado NAV.

La selección del modo NAV sólo es posible si la computadora del Director de Vuelo está recibiendo señales válidas de radio, así como las señales de estado actual, indicando qué señales de navegación se están suministrando a la computadora del Director de Vuelo.

• Sub-modo de navegación VOR

En este modo de navegación se suministran acciones para captar y mantener el rumbo seleccionado desde o hacia una estación de VOR. La flecha de curso y la ventanilla del selector de curso en el HSI deben ser seleccionados de acuerdo con el curso deseado. Deberá colocarse el marcador de rumbo en el HSI para establecer un ángulo de corrección frente al curso seleccionado. Durante ese tiempo, la barra directora de inclinación en el ADI proporciona informaciones para dirigirse el rumbo seleccionado en el HSI.

Volando el avión con el ángulo de corrección deseado, la computara del Director de Vuelo pasa automáticamente al modo de captación VOR, siempre que el desvío del curso se encuentre dentro de un límite de ± 2.5Ω. Al mismo tiempo, se apagará la luz en el selector de modo HDG; la barra directora de inclinación en el ADI suministrará entonces las acciones necesarias para mantener y seguir el curso seleccionado y corrigiendo además, el viento en forma automática.

Cono de silencio del VOR

Toda vez que el Director de Vuelo está operado en el sub-modo de navegación VOR, la computadora pasará automáticamente al modo HDG cuando el rápido cambio de las señales de desviación lateral indiquen el paso inminente sobre una estación de VOR (el avión pasa por un cono de silencio).

Entonces, se suministrarán acciones a la barra directora de inclinación en el ADI para continuar el vuelo con el rumbo preseleccionado y a través del cono de silencio.

La computadora del Director de Vuelo vuelve automáticamente al modo VOR después que el avión pase por el cono de silencio.

- Sub-modo de navegación OMEGA

El modo de navegación OMEGA es idéntico al modo VOR, excepto que las acciones a efectuar se basan en la distancia, computada en base a las trayectorias cruzadas, dadas por el receptor de navegación OMEGA.

El modo de navegación OMEGA puede ser activado toda vez que la computadora del Director de Vuelo está recibiendo señales discretas del estado procedentes de la Unidad de Distribución de Equipos de Comunicación, indicando que el receptor OMEGA está sintonizado y suministrando una señal válida de trayectoria cruzada para la computadora del Director de Vuelo y para el HSI.

- Sub-modo de navegación ILS

El modo de navegación ILS suministra acciones de comando para captar y seguir el haz del localizador de una pista de aterrizaje equipada con el sistema ILS.

El funcionamiento del modo de navegación ILS es similar al modo VOR, excepto que el equipo VOR/ILS está sintonizado en una frecuencia de ILS, la flecha de curso en el HSI será colocada para una aproximación por localizador y el marcador de rumbo en el HSI colocado en un rumbo que será resultante del ángulo de corrección frente al curso de aproximación por localizador.

Modo ILS "Curso Inverso" (estación de cola)

En este modo, se suministran acciones de comando para volar una aproximación por"ILS Curso Inverso". La operación en este modo es igual a una aproximación por "ILS Curso Directo (estación de frente), excepto que deberá presionarse el selector para aproximación por curso inverso marcado BK CRS (Back Course), después de haber activado el modo NAV.

Utilizando el modo "Curso Inverso" , la flecha de curso en el HSI debe ser colocada en el rumbo de pista con "Curso Inverso". La operación en modo "ILS Back Course" es igual que una aproximación por "ILS Curso Directo", excepto que no se capta la trayectoria de planeo.

-- **Modo ILS Glideslope Arm**

Este modo puede ser activado únicamente después que se haya seleccionado la frecuencia del localizador en el equipo VOR/ILS y que se haya activado el modo NAV.

En este modo, la computadora del Director de Vuelo es armada para una captación automática de la trayectoria de planeo, indicada por la iluminación del selector de modo GS. La luz en el selector de modo GS ARM se apaga, apareciendo al mismo tiempo la barra directora de cabeceo en el ADI.

El modo GS ARM suministra acciones de comando de cabeceo e inclinación limitados para seguir el haz del localizador en la trayectoria de planeo, durante la aproximación por ILS. Las acciones de comando de cabeceo se basan en las señales de desvío en la trayectoria de planeo y en la actitud de cabeceo del avión. La captación normal de la trayectoria de planeo se logra cuando el avión vuela una actitud constante, pudiendo captar la trayectoria de planeo desde abajo.

La computadora del Director de Vuelo permite además una captación de la trayectoria de planeo desde arriba, siempre que el avión descienda con un ángulo máximo de 6º de trayectoria de planeo.

Estos modos son seleccionados automáticamente, dependiendo de la dirección desde la cual el avión se aproxima a la trayectoria de planeo.

-- **Modo Glideslope**

Este modo suministra acciones de comando para una captación manual de la trayectoria de planeo, en caso de falla de la captación automática o cuando la trayectoria de planeo se capte intencionalmente antes de alcanzar el nivel normal.

Presionando el selector de modo "Glideslope", marcado GS, se anula la lógica del sensor del haz de trayectoria de planeo en la computadora del Director de Vuelo, siempre que se haya seleccionado previamente el modo GS ARM, Una vez activado el modo "Glideslope", se desactiva automáticamente el modo "Altitude Hold".

-- **Modo "Altitude Hold"**

Este modo suministra acciones de comando a la barra directora de cabeceo en el ADI para mantener la altitud a la cual está volando el avión, mientras esté activado el modo "Altitude Hold".

Las acciones de comando de cabeceo se basan en la actitud de cabeceo del avión y en el error de altitud, es decir, la diferencia entre la altitud real y una altitud de referencia. El modo "Altitude Hold" puede ser activado simultáneamente con los modos "Heading"1, "Navigation" y "Glideslope Arm". El modo "Altitude Hold" puede ser desactivado manualmente, presionando el selector de modo "Altitude Hold" encendido.

-- **Modo "Go-Around"**

Este modo suministra acciones de comando para cabeceo e inclinación a las respectivas barras directoras de inclinación del ADI, para volar con alas niveladas y 3º de ascenso. El modo"Go-Around" es activado presionando el selector de modo "Go-Around" marcado GO RND. Este modo puede ser desactivado únicamente presionando el selector de modo "Stand-by" marcado STBY.

SISTEMA COMPUTACION DE DATOS

El sistema de computación de datos suministra la velocidad verdadera de vuelo (TAS) al sistema de navegación OMEGA.

El sistema consiste básicamente en una computadora, un transductor de datos del aire y una sonda de temperatura. El transductor de datos del aire convierte la presión estática S3 y la presión total T2, obtenidos del sistema anemométrico (Pitot) en señales eléctricas que son transmitidas a la computadora. El transductor de datos del aire suministra además, una señal de altitud al sistema Director de Vuelo.

La sonda de temperatura total, ubicada en la sección inferior del fuselaje, suministra una señal de temperatura del aire exterior a la computadora. La computadora utiliza señales de presión total presión estática y temperatura total para la computación de la velocidad verdadera (TAS).

El sistema de computación de datos es alimentado por 28 VCC de la BARRA NO ESENCIAL de CC.

RADIOALTIMETRO

El radioaltímetro suministra la altitud exacta sobre el terreno o sobre el agua, entre 0 y 5000 pies. Consiste en un transmisor/receptor, dos antenas individuales (transmisora/receptora) y dos indicadores.

SISTEMA DE COMPUTACION DE DATOS

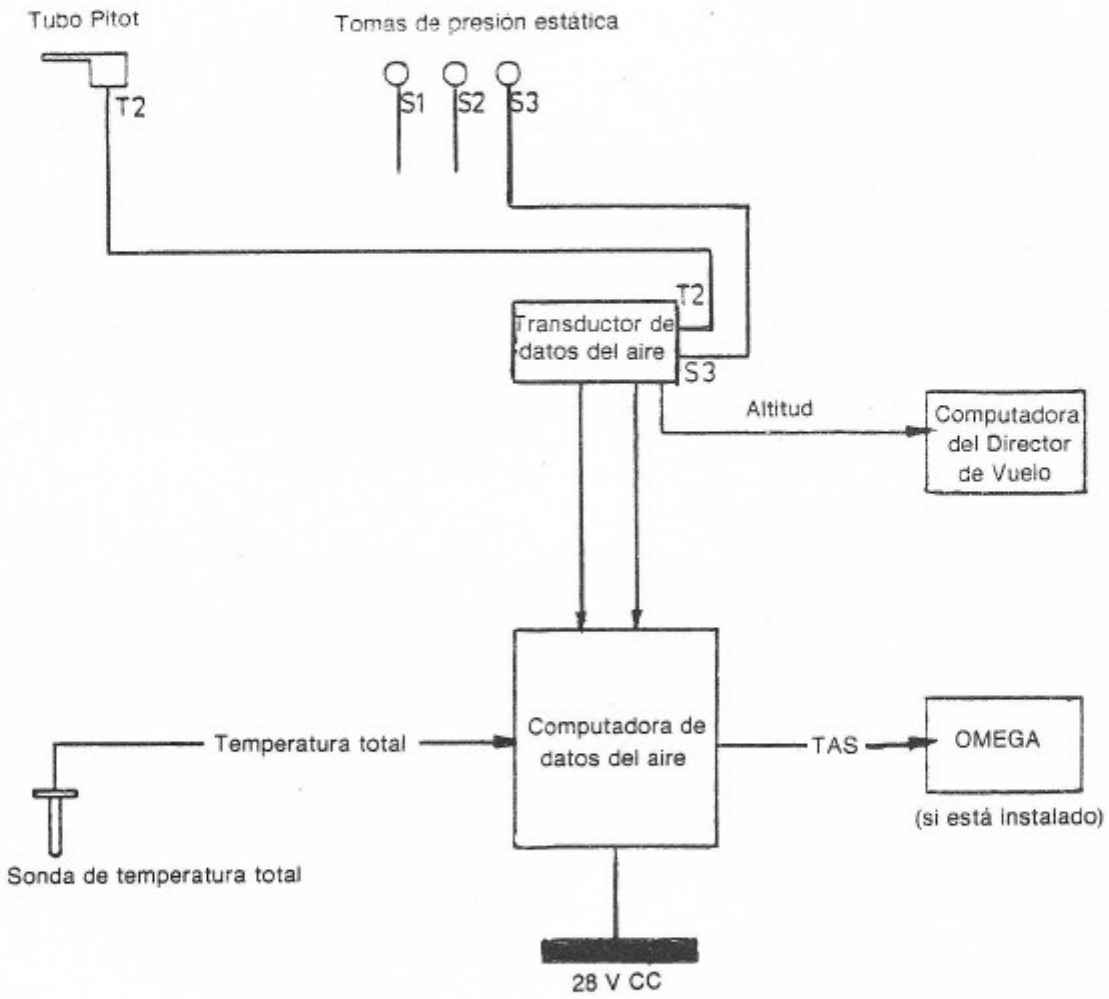
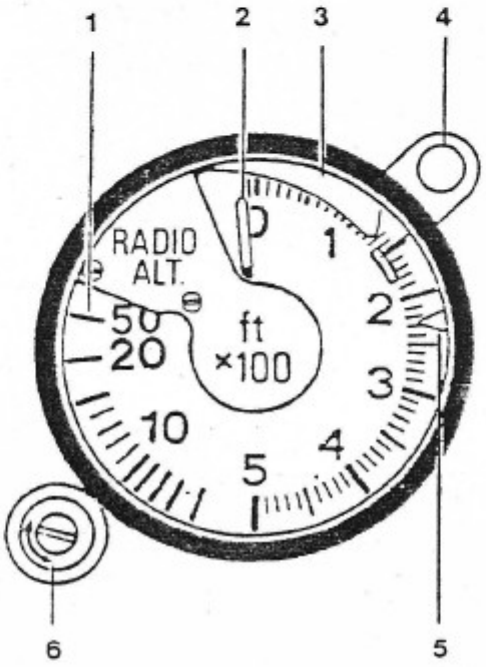


Figura 4-18

INDICADOR DEL RADIOALTIMETRO



1 Escala del indicador
2 Aguja indicadora de altura
3 Banderita de alarma
4 Luz de advertencia
5 Marcador de referencia de altura
6 Llave de control

Figura 4-19

Exactitud del sistema

- por debajo de 100 pies ± 3% de la altura indicada.
- por encima de 100 pies ± 4% de la altura indicada.

El radioaltímetro suministra indicaciones exactas de altura, únicamente hasta ángulos de inclinación de 30º y/o ángulos de cabeceo de 50º. El indicador del radioaltímetro está ubicado en el panel central de instrumentos de ambas cabinas. La escala indicadora está graduada en forma lineal entre 0 y 500 pies, y en forma logarítmica entre 500 y 5000 pies.

Una llave en la parte izquierda inferior del indicador, se utiliza para el control completo del mismo. La llave es un control combinado, se gira y se presiona con la finalidad de una prueba.

Girando la llave en sentido horario, el sistema es alimentado por corriente eléctrica. Hay una indicación únicamente en la cabina en la cual el radioaltímetro está conectado. Girando la llave un poco más, en sentido horario, el marcador de referencia de altura se desplaza hasta la posición deseada. De esa manera, también se establecen los límites para el encendido de las luces de alarma.

Cuando se selecciona una altura de referencia, se encenderá una luz roja de alarma ubicada al costado del instrumento si el avión desciende por debajo de la altura de referencia preseleccionada. El funcionamiento del sistema es supervisado por un circuito detector de fallas que acciona una banderita de alarma.

Puede activarse una función de auto-control, presionando la llave de control. La aguja indicadora de altura se desplazará entonces hasta 160 ± 15 pies (marca verde) apareciendo también la banderita de alarma.

El sistema de radioaltímetro es alimentado por 115 VCA de la BARRA NO ESENCIAL de CA.

Una banderita de alarma roja/blanca, aparece en la sección superior derecha de la escala del indicador cuando se interrumpe la alimentación eléctrica, cuando se desconecte el sistema o se reciban señales no confiables.

La banderita de alarma aparece además, cuando el avión excede una altura de 5000 pies y desaparece también la aguja indicadora de altura.

Mientras se vea la banderita de alarma, la indicación de altura no es confiable y no deberá ser tenida en cuenta.

Operación del radioaltímetro

Llave de control - Girar en sentido horario

La aguja indicadora se coloca en la altitud real del avión sobre el terreno. La banderita de alarma desaparece.

Llave de control - Girar un poco más en sentido horario

La luz de alarma deberá encenderse cuando el puntero de referencia de altitud sea colocado en una altitud superior a la actual del avión (aproximadamente 10 pies para comprobación en tierra).

Llave de control - Presionar

La aguja indica 160 ± 15 pies (marca verde). Aparece la banderita de alarma.

Llave de control - Soltar

La banderita de alarma desaparece y la aguja indica la altitud real del avión.

SISTEMA DE ARMAMENTO

Generalidades

El sistema de armamento del IA-63 está diseñado para transportar y arrojar todos los tipos de armamento convencional, por ejemplo: bombas, cohetes no guiados, cañones, etc. El sistema consiste en:

- Un sistema de puntería
- Un sistema de control de los proyectiles
- Pilones internos y externos
- Pod para cañón

Los cuatro alojamientos debajo de las alas (2 en cada una) están diseñados para transportar los diferentes tipos de armamento, como así también los contenedores para adiestramiento, soportes eyectores múltiples para proyectiles, eyectores para cohetes, fijados con orejas centrales de 14 pulgadas tipo NATO standard. La capacidad de carga de los pilones internos es de 400 Kg.cada uno, la capacidad de los pilones externos es de 250 Kg. cada uno.

Un alojamiento en el fuselaje está especialmente diseñado para transportar un pod para cañón DEFA de 30 mm. y 150 proyectiles.

El sistema de puntería óptico consiste en una mira controlada por computadora para los disparos de cañón aire/aire, aire/tierra y en los modos de disparo de cohetes.

El sistema de control de los proyectiles, está diseñado para controlar todas las funciones de disparo del sistema exterior.

Cámara fotográfica (CF)

La cámara fotográfica está fijada directamente sobre la cabeza de la mira. La cámara proporciona películas de alta calidad de la acción del armamento y de las condiciones de adiestramiento del piloto. El selector de diafragma sobre el tope de la cámara puede ser regulado manualmente entre f:4 y f:16. Frente a la vista del piloto hay un indicador que muestra la cantidad remanente de película.

El botón de prueba marcado TEST, sobre el costado izquierdo del cuerpo de la cámara, es utilizado para verificar la correcta operación de la cámara antes del vuelo.

Pilones internos y externos

Los pilones están diseñados para ser montados en los alojamientos internos y externos de las alas izquierda y derecha respectivamente. El conjunto completo requiere un par de cada uno de esos pilones. Los pilones no son arrojables.

Cada pilón puede llevar los siguientes tipos de proyectiles:

- **Alojamiento para pilón interno:**
  - Bombas
  - Cohetes
  - Soporte para eyecciones múltiples
  - Contenedor para adiestramiento
  - Cañón

- **Alojamiento para pilón externo:**
  - Bombas
  - Cohetes
  - Soporte para eyecciones múltiples

Los alojamientos debajo de las alas están numerados de la siguiente manera: externo izquierdo 1, externo derecho 2, interno izquierdo 3 e interno derecho 4, (mirando en la dirección del vuelo). La secuencia de lanzamiento es de 1-2-3-4.

Unidad de control

La unidad de control es una unidad reemplazable y está instalada en la cabina delantera. Integrado con el panel de control de la unidad hay cinco botones iluminados que corresponden a la posición del armamento que será seleccionado, un botón indicador iluminado para el contenedor de adiestramiento y un botón iluminado marcado LIBRE/PROGR para la selección del cañón, un botón marcado TEST,un botón marcado REARM, una llave marcada ESP y una indicación marcada MUNIC. Los botones para la selección de la posición del armamento, son electromagnéticos y se encenderán cuando el armamento respectivo ha sido seleccionado.

Presionando el botón ubicado debajo del botón selector de la posición central, puede seleccionarse la modalidad de disparo (LIBRE/PROGR) del cañón. la indicación es obtenida por el encendido del segmento correspondiente del botón.

El rearmado del cañón en los pilones internos es iniciado presionando el botón marcado REARM. El tipo de armamento en los alojamientos es indicado por la selección con una llave externa en la mira y presionando el botón marcado TEST.El botón selector correspondiente al armamento se encenderá en ese momento.

Para armar las bombas, deberá colocarse la llave marcada ESP en la posición NARIZ/COLA para las bombas con espoletas adelante y atrás y en posición COLA para bombas con espoleta posterior.

La indicación marcada MUNIC se encenderá cuando el proyectil se encuentre en la recámara del cañón activado.

Unidad Maestra

La unidad maestra es una unidad reemplazable y está instalada en la cabina delantera. Integrado con el panel de la unidad maestra hay una llave marcada INTERV, un botón marcado NORM/SALVA, la llave marcada ARM MASTER para el armamento y la llave para autorización del armamento marcada ARM/AUTOR.

La llave selectora INTERV proporciona el tiempo de intervalo en el arrojado de bombas.

Lanzamiento de bombas

El siguiente criterio deberá ser cumplimentado para el lanzamiento de bombas:

- Tren de aterrizaje adentro
- Llave selectora de JETTISON en posición OFF
- Selector de armamento (SEL ARM) ubicada en la Unidad de Control de la Mira, en la posición BO (bombas).
- Botón selector de la posición correspondiente en el panel de la unidad de control, presionar.
- Llave de armado ESP en posición COLA o NARIZ/COLA
- Llave maestra ARM MASTER, en posición ON
- Llave de autorización ARM AUTOR, en posición ON
- Las bombas son liberadas cuando se presiona el botón correspondiente

Lanzamiento de cohetes

El siguiente criterio deberá ser cumplimentado para el lanzamiento de cohetes:

- Tren de aterrizaje adentro
- Llave selectora de JETTISON en posición OFF.
- Llave selectora de la Unidad Selectora en posición COH o TRG
- Llave selectora en la unidad de mira en posición COH
- Botón selector correspondiente del panel de la unidad de control, presionar
- Llave de autorización en posición ON
- Llave maestra, en posición ON

Lanzamiento de cargas en emergencia

En ese modo,todo tipo de armamento puede ser arrojado (bombas con seguro) por medio de la llave de arrojado de emergencia de las cabinas delantera y trasera. Los elementos son arrojados en pares (uno del plano izquierdo con uno del plano derecho). Se utiliza un circuito eléctrico separado y una fuente de energía también separada.

Cañón

El siguiente criterio deberá ser cumplimentado para el disparo con el cañón:

- Tren de aterrizaje adentro.
- Deflector de aire del pod, cerrado.
- Llave selectora en la Unidad de mira en posición GA o GG. (cañón/aire o cañón/tierra)
- Selección del cañón (presionar botón en el panel de control).
- Indicación ACTIVE encendida (proyectil en la recámara del cañón)
- Llave de autorización en posición ON.
- Llave maestra, en posición ON.

Presionando el disparador, el cañón dispara continuamente mientras esté presionando el disparador.

Cámara fotográfica

La selección de señales y tomas son generadas bajo las siguientes condiciones:

Operación: Mira conectada, primer descanso del disparador.

Tomas : Mira conectada, segundo descanso del disparador.

SISTEMA DE RECARGA DE COMBUSTIBLE

El combustible se carga por gravedad o por presión. La carga por gravedad se efectúa a través de las bocas de recarga en la parte superior y central del ala para los tanques interiores. La carga por presión se efectúa a través de un panel ubicado en el costado izquierdo del fuselaje. La carga por presión es la forma normal de carga. La carga por gravedad es la excepción.

Carga de combustible

PELIGRO

ANTES DE CARGAR COMBUSTIBLE DEBERA HABER COMO MINIMO DOS EXTINGUIDORES DE CO_2 DE 30 Kg EN UN RADIO DE 25 METROS.

La boca de carga por presión y su panel de control están ubicados en el costado izquierdo del fuselaje. La boca de carga está diseñada para ser conectada a cualquier tipo standard de manguera de recarga por presión.

Para la carga de combustible por presión, se utilizarán camiones cisternas que suministren una presión constante de 3,5 bar y con un caudal de 50 m3/h. En el panel de control de carga por presión están las llaves y luces indicadoras para el control y supervisión del proceso de carga.

Operación de carga

- Preparación de la operación.
  - Abrir la puerta del panel.
  - Conectar el cable de masa entre el avión y el camión cisterna Conectar el cable de masa entre la toma de la manguera de carga y el avión.
  - Quitar la tapa de la toma del panel y conectar la manguera.
  - Colocar la llave marcada BAT de la cabina delantera, en posición "SI"
  - Presionar para probar las luces indicadoras-verificadoras (1 y 2) del sistema, para verificar su funcionamiento. Cambiar las luces que estén defectuosas antes de comenzar la recarga.
- Control y observación de la carga

PELIGRO

NO SE DEBE PERMANECER EN LA ZONA ADYACENTE A LAS VALVULAS DE SEGURIDAD DEBAJO DE LAS ALAS, CUANDO SE ESTA CARGANDO, DADO QUE ANTE UNA POSIBLE APERTURA DE LAS VALVULAS, SE PUEDE ESPARCIR COMBUSTIBLE.

- Primera llave de la izquierda (SI-NO) del panel, en posición "SI". (Ver detalle del Panel de Control de Carga en Figura 4-21)".

- Llaves de TEST (IZQ y DER) en posición "ARRIBA".

- Indicar al abastecedor que comience la carga.

- En pocos segundos la carga debe interrumpirse automáticamente, (el indicador del camión cisterna deberá indicar el cese del flujo y, generalmente, la manguera acusa el golpe de presión con un leve movimiento).

De esta manera, se verifica el buen funcionamiento de las válvulas y el corte automático de "tanques llenos". Dicho sistema impide la explosión de los tanques alares si hubiera algún exceso de presión o de carga.

- Colocar las llaves de TEST en posición CARGA (abajo).

- Para cargar combustible en los tanques externos de ala, colocar la llave del extremo derecho en posición SI.

- Observar las luces indicadoras. Cuando se alcance la cantidad total del tanque seleccionado (básico o suplementario), se apagará la luz respectiva.

Procedimiento de recarga completado

Al alcanzar la cantidad de combustible seleccionada (la luz indicadora respectiva apagada), finalizar el procedimiento como se describe a continuación:

- Llave VUELO/CARGA en posición "VUELO", (todas las otras llaves deben estar hacia abajo).

- Desconectar la manguera de carga por presión y posteriormente el cable de masa al avión.

- Colocar la tapa en la boca de recarga por presión.

- Cerrar la puerta del panel.

- Colocar la llave de BAT de la cabina delantera en posición "SI".

- Controlar si se han apagado las luces indicadoras de los tanques exteriores de ala (si están llenos) y la de los tanques interiores de ala.

- Verificar si la cantidad de combustible cargada está correctamente indicada en el totalizador, considerando la cantidad remanente.

- Presionar el botón LAMP TEST de la cabina delantera y verificar si se encienden las luces indicadoras de los tanques interiores y exteriores de ala y la luz de alarma de cantidad de combustible mínimo C MIN del panel de luces de alarma.

- Llave BAT de la cabina delantera en posición "NO".

Instrucciones de seguridad

Cuando se carga, descarga o se drena combustible, existen riesgos latentes de incendio y accidentes, por lo tanto, es fundamental observar las siguientes precauciones:

- No cargar ni descargar combustible mientras estén operando equipos de radar de tierra en un radio de 90 metros, equipos de radio de tierra con una potencia superior a 100 vatios en un radio de 50 metros, equipo de radio u otros transmisores dentro de aviones en una radio de 1 (un) metro.

- No cargar ni descargar ni drenar combustible con las llantas de rueda y frenos sobrecalentados.

- Extremar las precauciones cuando se cargue, descargue o drene combustible en un radio de 25 metros no haya llama abierta, se esté fumando o haya una posibilidad de chispas. En caso de viento es superficie, deberá extenderse la distancia en forma adecuada.

- Asegurarse que el camión cisterna, el avión y la manguera de carga están conectados a masa antes de comenzar la recarga de combustible.

CUBIERTAS PROTECTORAS Y EQUIPOS DE SEGURIDAD EN TIERRA

Fundas protectoras

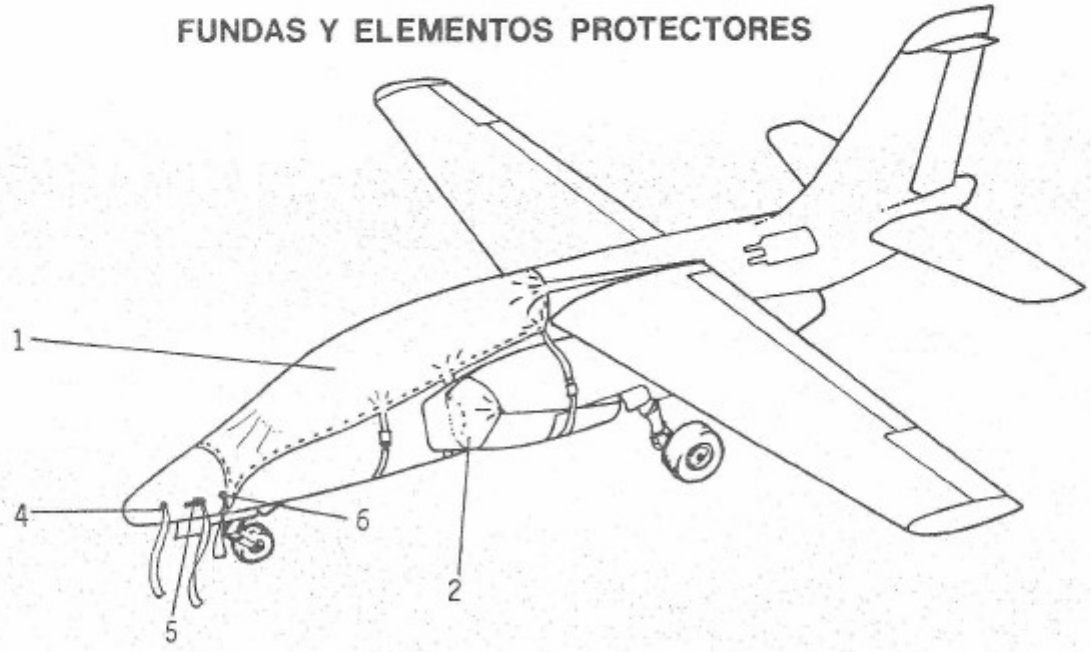
Para protección contra elementos extraños, problemas atmosféricos y daños y prevención de accidentes, pueden utilizarse varias fundas de protección y una lona para protección de cubierta:

- Fundas generales para cubrimiento de aviones estacionados.

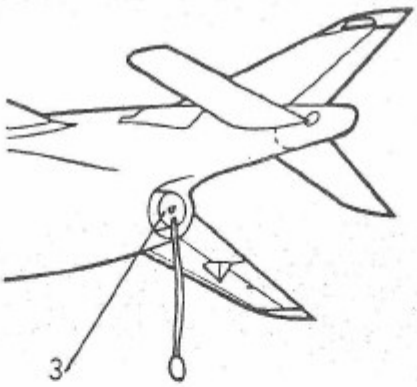
- Lona de protección contral mal tiempo y sol fuerte para aviones estacionados al aire libre.

- Fundas de protección a colocar para los trabajos de mantenimiento y reparación.

FUNDAS Y ELEMENTOS PROTECTORES



1 Funda protectora de cúpula
2 Funda protectora toma de aire izq. y derecha motor
3 Tapa obturadora salida de tobera
4 Funda protectora de sonda temperatura
5 Protector sonda tubo pitot
6 Protector sonda estática
7 Protector sonda ángulo de ataque.
8 Tapa obturadora de toma aire acondicionado.



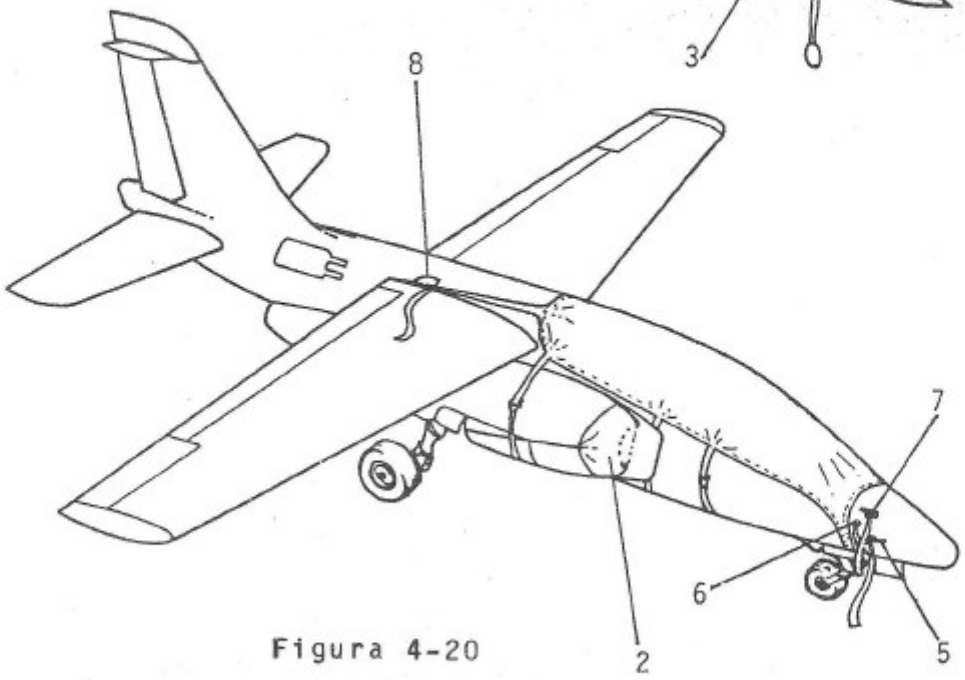


Figura 4-20

- Fundas para las entradas al motor, van fijadas con elásticos a las puertas del tren de aterrizaje.
- Tapa para la tobera de escape del motor.

PELIGRO

COLOCAR LA TAPA SOBRE LA TOBERA DE CHORRO DEL MOTOR RECIEN DESPUES DE QUE EL MOTOR SE HAYA ENFRIADO SUFICIENTEMENTE

- Funda para el transductor de temperatura.
- Funda para el transductor de presión total.
- Fundas para las tomas de presión estática.
- Funda para el sensor del ángulo de ataque.
- Funda para la entrada de aire al sistema de aire acondicionado.
- Lona de protección para la cúpula.

PRECAUCION

Al colocar o quitar la lona de protección de la cúpula, no deslizarla sobre la misma, sino desenrrollarla desde atrás hacia adelante para evitar rayaduras sobre la cúpula y sobre el parabrisas.

En caso de cambios extremos de temperatura, quitar la lona de protección (de vez en cuando) para evitar la formación de condensación de humedad.

Fundas adicionales

Además de las fundas generales se colocarían las siguientes fundas adicionales por razaones de seguridad cuando se efectúen reparaciones y/o mantenimiento en aviones estacionados en el hangar.

- Fundas protectoras de punta de ala.
- Fundas protectoras del borde de ataque el empenaje horizontal.
- Fundas para los bordes de las puertas abiertas del tren de aterrizaje.
- Fundas protectoras en los bordes del flap si está abajo.
- Fundas protectoras para antenas y cañerías de drenaje debajo del fuselaje.
- Colocar tapas en las zonas accesibles del fuselaje y sobre las alas esteras protectoras antideslizante.

Colocación de los elementos de seguridad en tierra

Cuando deba estacionarse un avión, los asientos eyectables tienen que estar frenados por el pasador de seguridad en tierra. Unicamente los pilotos pueden quitar el seguro inmediatamente antes del vuelo.

Los pasadores de seguridad adicionales para los asientos eyectables deben estar colocados para efectuar trabajos de mantenimiento en la cabina de vuelo.

DIAGRAMA DE SERVICIO

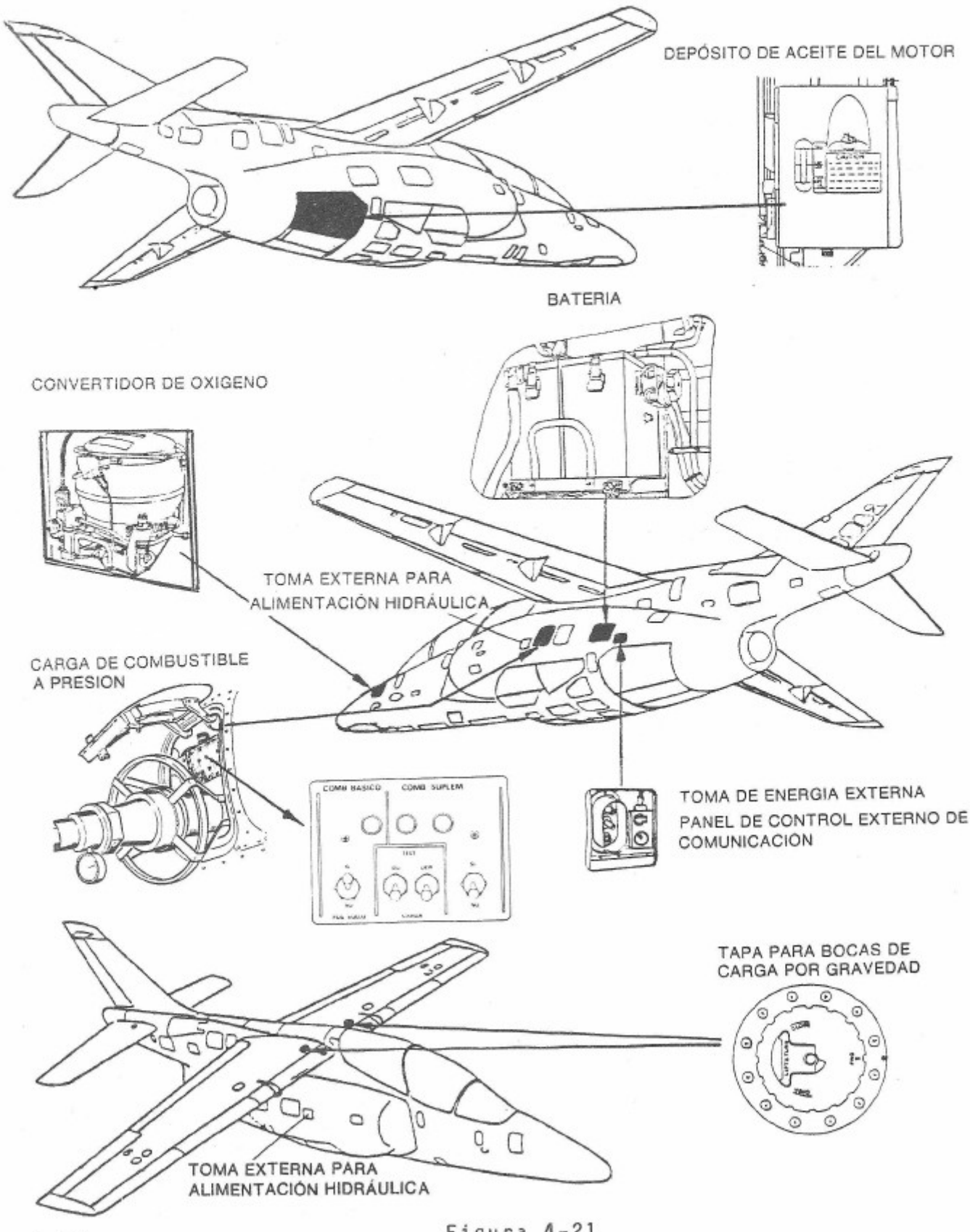


Figura 4-21

DIAGRAMA DE SERVICIO (CONT.)

		Normas				
		NATO	EE.UU.	GRAN BRETANA	INTERSERVICE	FRANCIA
Combustible Observaciones: F.S.I.I. = Fuel System Icing Inhibitors/ Agentes anti-congelantes para sistema de combustible AG = con F.S.I.I. N = sin F.S.I.I.	Primario	F-35	MIL-F-5616-1JP1	D.Eng.R.D.2494 AVTUR/50 without F.S.I.I.	ASTM-D-1655 JET A or JET A1	AIR 3405C (TRO/N)
	Otros	F-34	MIL-T-83133 JP 8	D.Eng.R.D.2453 AVTUR/50 with F.S.I.I.		AIR 3405 C (TRO/AG)
		F-40	MIL-T 5624 JP 4	D.Eng.R.D.2454 AVTAG with F.S.I.I		AIR 3407 B (TR4/AG)
		F 44	MIL-T 5624K JP 5	D.Eng R.D.2452 AVCAT with F.S.I.I.		AIR 3404 (TR5/AG)
Aceite para motor de turbina		O-156	MIL-L-23699	OX 27	Esso 2380 Aero Shell 500 Mobil Jet Oil II Castrol 205 Stauffer Jet II	
Liquido hidráulico		H 515	MIL-H-5606	D.T.D. 585		AIR 3520
Oxigeno (líquido)		STANAG 3545	MIL-O-27210 D			
Nitrógeno (gaseoso)		STANAG 3624	BB-N-411			

NOTA
Remítase a la Sección V para limitaciones de combustible.
Remítase a la Sección I para operación del sistema.

Figura 4-22

SECCION V

LIMITACIONES OPERACIONALES

CONTENIDO	PAGINA
INTRODUCCION	5-1
TRIPULACION MINIMA REQUERIDA	5-1
MARCACION DE LOS INSTRUMENTOS	5-1
LIMITACIONES DE MOTOR	5-4
TEMPERATURA DE ITT	5-4
COMBUSTIBLES ALTERNATIVOS	5-4
ROTORES DE BAJA PRESION (N1) Y DE ALTA PRESION (N2)	5-5
PRESION Y TEMPERATURA DE ACEITE	5-5
CONSUMO MAXIMO DE ACEITE	5-6
TIEMPOS PARA PUESTA EN MARCHA	5-6
LIMITACIONES EN LA PUESTA EN MARCHA	5-6
LIMITACIONES DEL ARRANCADOR	5-7
LIMITACIONES DEL ARRANCADOR EN LA VENTILACION DEL MOTOR	5-7
REENCENDIDO EN VUELO	5-7
LIMITACIONES DE VELOCIDAD/NUMERO DE MACH	5-7
VELOCIDAD MAXIMA PARA OPERACION DEL TREN	5-7
LIMITES DE FLAPS	5-7
LIMITACIONES DE LA RAT	5-9
VELOCIDAD LIMITE DE NEUMATICOS	5-9
LIMITACIONES DE LOS FRENOS	5-9
VELOCIDAD LIMITE PARA LA CUPULA	5-9
LIMITACIONES DE MANIOBRAS DE VUELO	5-9
DIAGRAMA DE MANIOBRA	5-9
LIMITE MAXIMO DE ROLIDO	5-10
MANIOBRAS PROHIBIDAS	5-10
LIMITACIONES DE ACELERACION	5-10

CONTENIDO PAGINA

LIMITACIONES DEL CENTRO DE GRAVEDAD 5-11
LIMITE DELANTERO DEL C.G. 5-11
LIMITE TRASERO DEL C.G. 5-17

LIMITACIONES DE PESO 5-17
PESO MAXIMO DE DESPEGUE 5-17
PESO MAXIMO DE ATERRIZAJE 5-17
COMPARTIMIENTO DE EQUIPAJE 5-17

LIMITACIONES DE ATERRIZAJE 5-17
VELOCIDAD DE DESCENSO PARA TOQUE 5-17

LIMITES PARA DESPEGUE Y ATERRIZAJE CON VIENTO CRUZADO 5-17

OTRAS LIMITACIONES 5-17

INDICE DE FIGURAS

FIGURA	TITULO	PAGINA
5-1a	MARCACION DE LOS INSTRUMENTOS	5-1
5-1b	MARCACION DE LOS INSTRUMENTOS	5-2
5-1c	MARCACION DE LOS INSTRUMENTOS	5-3
5-2	LIMITACIONES DE VELOCIDAD DE VUELO Y MACH	5-8
5-3	LIMITES DE ENERGIA DE FRENADO	5-12
5-4	DIAGRAMA V/N-VERSION ENTRENAMIENTO BASICO	5-13
5-5	DIAGRAMA V/N-VERSION ENTRENAMIENTO AVANZADO	5-14
5-6	DIAGRAMA DE CENTRAJE (VERSION BASICA)	5-15
5-7	DIAGRAMA DE CENTRAJE (VERSION DOMINIO EXTENDIDO)	5-16

INTRODUCCION

Esta Sección, describe todas aquellas limitaciones que deberán observarse durante la operación normal del avión.

Se deberá prestar especial atención a la marcación de los instrumentos, pues estas limitaciones no serán necesariamente repetidas bajo sus respectivos títulos.

El sistema de marcación consiste en tres colores y en espacios en blanco. Los colores son: Rojo, Amarillo y Verde.

Si el color Rojo es utilizado como marca límite, generalmente significa que existe una condición peligrosa durante la operación más allá de dicha marca y que requiere especial atención.

El color Verde indica la región para operación continua o deseable.

El color Amarillo indica precaución o que puede existir peligro en esa región bajo ciertas condiciones.

Los espacios en blanco indican regiones que deberán ser evitadas o en las cuales la operación está limitada.

TRIPULACION MINIMA REQUERIDA

La tripulación mínima para operación segura del avión es un piloto en la cabina delantera.

MARCACION DE LOS INSTRUMENTOS

INDICADOR N1 - RPM

Arco Verde 24% RPM - 100% RPM

Arco Amarillo 100% RPM - 103% RPM

Radial Rojo - 103% RPM

Figura 5-1a

MARCACION DE LOS INSTRUMENTOS

INDICADOR N2 - RPM

Arco Verde 48% RPM - 100% RPM

Arco Amarillo 100% RPM - 103% RPM

Radial Rojo - 103% RPM

INDICADOR DE TEMPERATURA DE ITT

Arco Verde 230ºC - 832ºC

Arco Amarillo 832ºC - 860ºC

Radial Rojo - 860ºC

INDICADOR DE PRESION Y TEMPERATURA DE ACEITE

Presión

Arco Verde 38 psi - 46 psi
Arco Amarillo 25 psi - 38 psi
Radial Rojo - 25 psi y 55 psi

Temperatura

Arco Verde 30ºC - 127ºC
Arco Amarillo 127ºC - 140ºC
Radial Rojo - 149ºC

Figura 5-1b

MARCACION DE LOS INSTRUMENTOS

INDICADOR DE PRESION HIDRAULICA

Arco Verde 198 bar - 220 bar

Arco Amarillo 100 bar - 198 bar

Arco Rojo 0 bar - 100 bar
220 bar - 350 bar

AMPERIMETRO/VOLTIMETRO

Amperes
Arco Rojo 375 Amp - 500 Amp

Volts
Arco Rojo 0 V - 18 V

ALTITUD DE PRESION DE CABINA

Arco Rojo 21.000 pies - 50.000 pies

INDICADOR CANTIDAD DE OXIGENO

Arco Rojo 0 litros - 1 litro

Figura 5-1c

LIMITACIONES DE MOTOR

TEMPERATURA DE ITT

Puesta en marcha en tierra/vuelo	- 860ºC
Despegue (1)	- 860ºC máximo 5 minutos contados a partir de 833ºC
Transición	- 870ºC por 10 segundos máximo
Ascenso máximo (2)	- 796ºC a 832ºC máx.30 minutos
Máximo continuo (3)	- 832ºC máximo 30 minutos
Crucero máximo	- 795ºC sin límite de tiempo

(1) **PRECAUCION**

No está permitido repetir la aplicación del tiempo límite de temperatura ITT para despegue durante el mismo vuelo en caso de hacer despegues o aterrizajes sucesivos.

(2) **NOTA**

Completado el ascenso y la aceleración hasta el número MACH de crucero, o bien después de 30 minutos en el rango de temperatura de ITT para ascenso, se deberá aplicar la limitación de crucero máximo.

(3) **NOTA**

El empuje máximo contínuo (con 832ºC) sin limitación de tiempo, está permitido únicamente en condiciones de emergencia.

COMBUSTIBLES ALTERNATIVOS

El motor está diseñado para utilizar los siguientes combustibles:

EMS 53111 - Tipo Jet A
EMS 53112 - Tipos: Jet A-1 (ex JP-1) y JP-8
EMS 53113 - Tipos: Jet B y JP-4
EMS 53116 - Tipo JP-5

Puesto que este motor está equipado con calefactor de combustible, no está permitida la utilización de combustibles de grado 80/87, 100/130 o 115/145.

ROTOR DE BAJA PRESION RPM (N1) - ROTOR DE ALTA PRESION (N2)

Despegue y Máximo Continuo, para ascenso (computadora del motor en posiciones "AUTO" y "MANUAL")	- Consultar la Figura A2-1 en el APENDICE
Transición	- N1 de 100% a 103% RPM por 1 minuto máximo N2 de 100% a 103% RPM por 1 minuto máximo
Sobrevelocidad	- N1 : 105% RPM N2 : 105% RPM
Detención del motor	- Operar el motor por un mínimo de 2 minutos con el 38% de RPM de N1 o menos, antes de detenerlo.

PRESION/TEMPERATURA DE ACEITE

Presión de aceite (PSI)

Reducido	- 25 psi a 46 psi
Despegue, ascenso y crucero	- 38 psi a 46 psi
Transición	- 55 psi por 3 minutos máximo

PRECAUCION

Los vuelos bajo condiciones de "G" cero o "G" negativa, están limitados a 30 segundos como máximo debido a una insuficiente alimentación de aceite.

Temperatura de aceite (ºC)

Despegue	- -54ºC mínimo
Operación contínua	- 30ºC mínimo 127ºC máximo hasta 30.000 pies 140ºC máximo por encima de 30.000 pies
Transición	- 149ºC máximo por 2 minutos con cualquier altitud operativa.

PRECAUCION

La puesta en marcha del motor con temperaturas ambiente hasta -54ºC está permitido, siempre que se obtenga el torque adecuado y que el combustible esté en su punto de solidificación o por encima del mismo. Si el motor está expuesto a temperaturas extremadamente frías (por debajo de -40ºC) por períodos prolongados, deberá ser calentado antes de intentar la puesta en marcha.

CONSUMO MAXIMO DE ACEITE

El consumo máximo de aceite no deberá exceder los 0,18 litros,por hora, en un período de 15 horas.

TIEMPOS PARA PUESTA EN MARCHA DEL MOTOR

Desde el 10% de RPM de N2 hasta el encendido	- 10 segundos máximo
Del encendido hasta las RPM normales de ralentí	- 50 segundos máximo
Reencendido en vuelo	- 25 segundos máximo tomados desde la primera indicación de flujo de combustible hasta el 60% de RPM (N2)

LIMITACIONES EN LA PUESTA EN MARCHA

- No poner en marcha el motor con un viento de cola superior a los 10 nudos.
- Se recomienda la utilización de un equipo eléctrico de tierra (APU) en todos los casos de puesta en marcha.
- En caso de una puesta en marcha con las baterías del avión, se recomienda no efectuar la misma si el voltímetro indica una lectura inferior a los 24 volts.

LIMITACIONES DEL ARRANCADOR

1er.Ciclo :	40 segundos conectado	2 minutos desconectado
2do.Ciclo :	40 segundos conectado	2 minutos desconectado
3er.Ciclo :	40 segundos conectado	30 minutos desconectado

NOTA

Una secuencia de tres ciclos no exitosos de puesta en marcha indica que una acción de mantenimiento es necesaria.

LIMITACIONES DEL ARRANCADOR EN LA VENTILACION DEL MOTOR

1er.Ciclo :	15 segundos conectado	2 minutos desconectado
2do.Ciclo :	15 segundos conectado	2 minutos desconectado
3er.Ciclo :	15 segundos conectado	30 minutos desconectado

NOTA

El tiempo de espera de 2 minutos como mínimo es para posibilitar el enfriamiento de las baterías arrancador-generador, cableado, etc.

REENCENDIDO EN VUELO

No deberá intentarse más de tres reencendidos continuados en vuelo con la utilización del arrancador.

LIMITACIONES DE VELOCIDAD/NUMERO DE MACH (Ver Figura 5-2)

Velocidad límite de vuelo (V_L) - 480 KCAS (Configuración limpia)
Número Mach límite (M_L) - 0,8 Mach (Configuración limpia)
- 450 KCAS (Con cargas externas)
- 0,78 Mach (Con cargas externas)

VELOCIDAD MAXIMA PARA OPERACION DEL TREN

La velocidad máxima para la extensión o retracción del tren es de 175 KCAS.

LIMITES DE FLAPS

La velocidad máxima para la extensión, el vuelo con flaps extendidos o para su retracción es de 175 KCAS.

LIMITACIONES DE VELOCIDAD DE VUELO Y MACH

Motor: TFE 731-2-2N
Grado de combustible: JP-1
Densidad de combustible: 0.808 kg/l

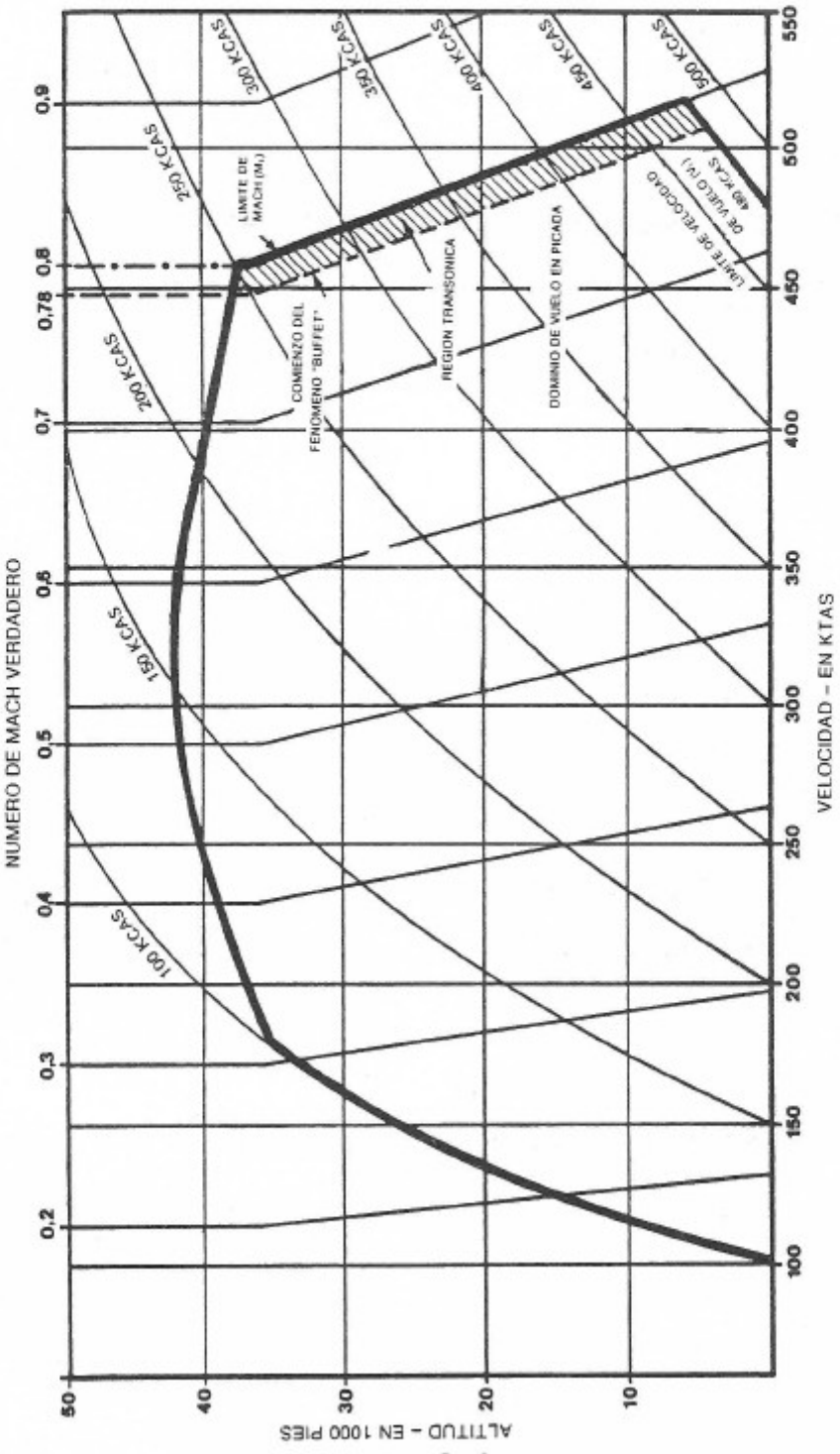


Figura 5-2

LIMITACIONES DE LA R.A.T.

La velocidad mínima para la RAT es de 85 KCAS, obteniendo un rendimiento del 52% de la potencia máxima. Con una velocidad = 100 KCAS se obtendrá la potencia máxima.
La velocidad máxima del Avión IA-63 está muy por debajo del valor máximo de operación de la R.A.T., por lo que puede ser operada en toda la gama de velocidades, sin limitaciones.

VELOCIDAD LIMITE DE LOS NEUMATICOS

Las siguientes velocidades máximas para los neumáticos son aplicables para todos los pesos del avión:

Neumáticos del tren principal - 139 KCAS

Neumático de la rueda delantera - 147 KCAS

LIMITACIONES DE LOS FRENOS

Para las limitaciones de los frenos, consultar la Figura 5-3. Cuando ésta Figura se utiliza para determinar la velocidad límite de frenado, se supone que el avión se detendrá completamente con una aplicación continua de los frenos.

Un frenado máximo no perjudicará los frenos si el sistema ANTI-BLOQUEO está conectado.

VELOCIDAD LIMITE PARA LA CUPULA

Con el motor funcionando o durante el rodaje, la cúpula debe estar cerrada y trabada o completamente abierta.

No se debe exceder 50 KCAS durante el rodaje con la cúpula abierta (incluyendo la velocidad del viento).

LIMITACIONES DE MANIOBRAS DE VUELO

DIAGRAMA DE MANIOBRA PARA OPERACIONES EN VUELO

El diagrama de maniobras para operaciones de vuelo presenta los límites de aceleración para las combinaciones de velocidad de vuelo y altitud que el avión es capaz de ejecutar,teniendo en cuenta

- Configuración LIMPIA, (Figura 5-4).

- Configuración con carga externas bajo el ala, (Figura 5-5).

LIMITES MAXIMOS DE ROLIDO

Avión limpio o con carga externa central (POD de cañón)	- Sin límites
Avión con cargas externas debajo de las alas	- 150º/segundo

MANIOBRAS PROHIBIDAS

- Tirabuzón horizontal rápido.
- Deflexiones inversas y abruptas del timón de dirección.
- Deflexiones abruptas del timón de dirección con los frenos aerodinámicos extendidos.
- Entrada en pérdida con combustible en un tanque de punta de ala, con carga asimétrica de combustible o con cargas externas.
- Tirabuzones intencionales con cargas externas.
- Vuelos con "G" negativa por más de 10 segundos, con bajo nivel de combustible.
- Vuelos con "G" negativa con la bomba eyectora de combustible, inoperativa.(Bomba sumergida activada automáticamente).
- Vuelos con "G" Cero, excepto en transición.
- Solicitaciones pulsantes bruscas en profundidad con velocidades superiores a Mach = 0.76 y factores de carga superiores a +6 y -3.

LIMITACIONES DE ACELERACION

Las aceleraciones máximas permitidas, para un avión en configuración limpia (misión de adiestramiento básico), se muestran en el diagrama siguiente:

Peso del avión (Kg)	Factor de carga límite n_z		
	Maniobras Simétricas Flaps 0º	Maniobras Asimétricas Flaps 0º	Maniobras Simétricas Flaps abajo
3600	+ 6 - 3	+ 4.8 - 2.4	+ 3 - 0

NOTA

Estos mismos factores de carga máximos son aplicables también con el POD de cañón colocado.

Para el avión con cargas externas bajo las alas, deberá aplicarse la siguiente limitación:

Peso del avión (Kg)	Factor de carga límite n_z		
	Maniobras Simétricas Flaps 0º	Maniobras Asimétricas Flaps 0º	Maniobras Simétricas Flaps abajo
4874	+ 4.5 - 2	+ 3.6 - 1.6	+ 2 - 0

LIMITACIONES DEL CENTRO DE GRAVEDAD (C.G.)

Límite delantero del C.G.

Para despegue - 15% MAC

Para vuelo - 12,5% MAC

LIMITES DE ENERGIA DE FRENADO

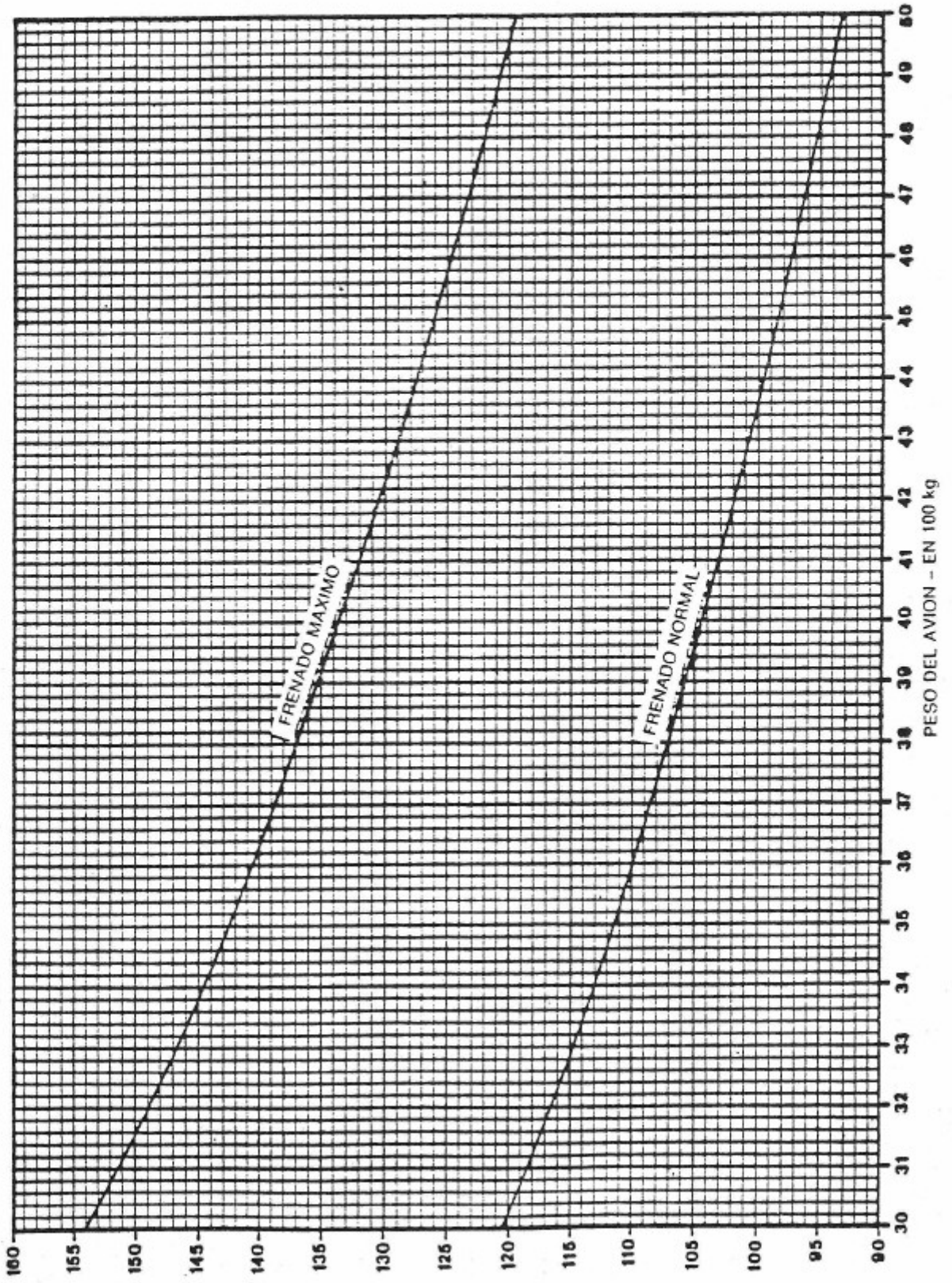


Figura 5-3

DIAGRAMA V-N

VERSION ENTRENAMIENTO BASICO - Peso 3600 Kg.

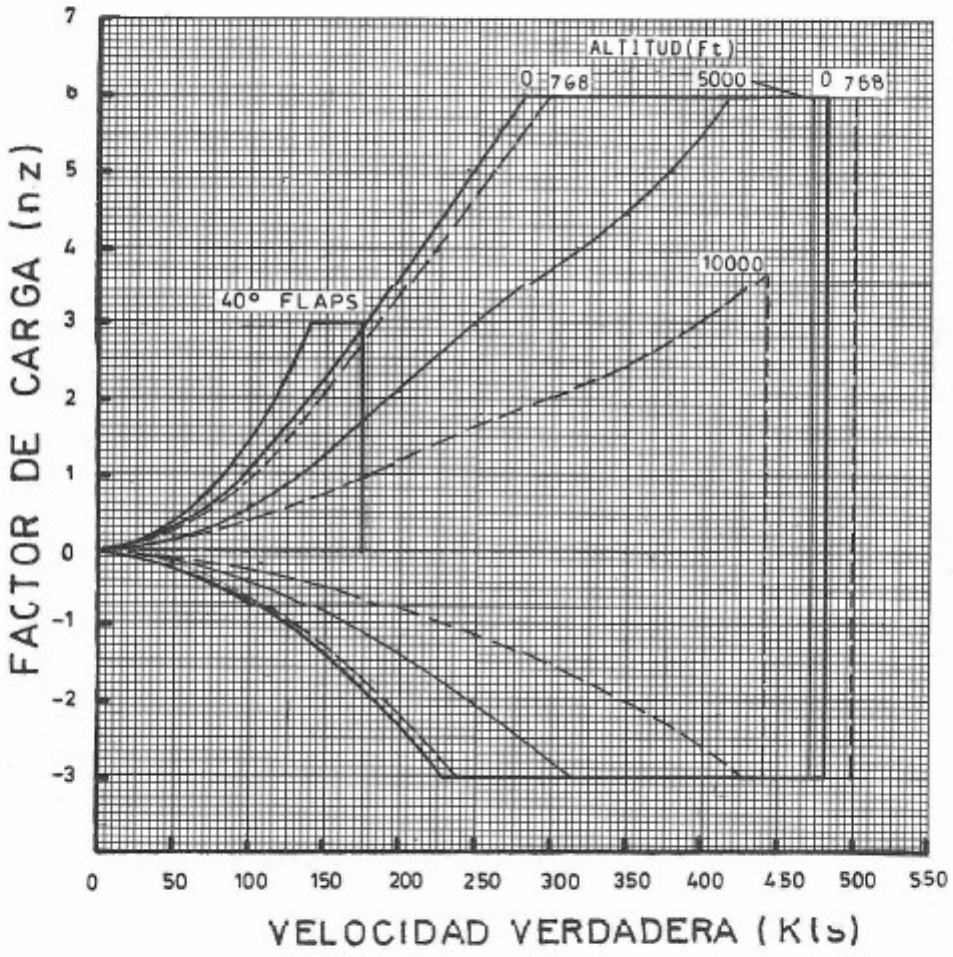


Figura 5-4

DIAGRAMA V-N

VERSION ENTRENAMIENTO AVANZADO - Peso 4874 Kg.

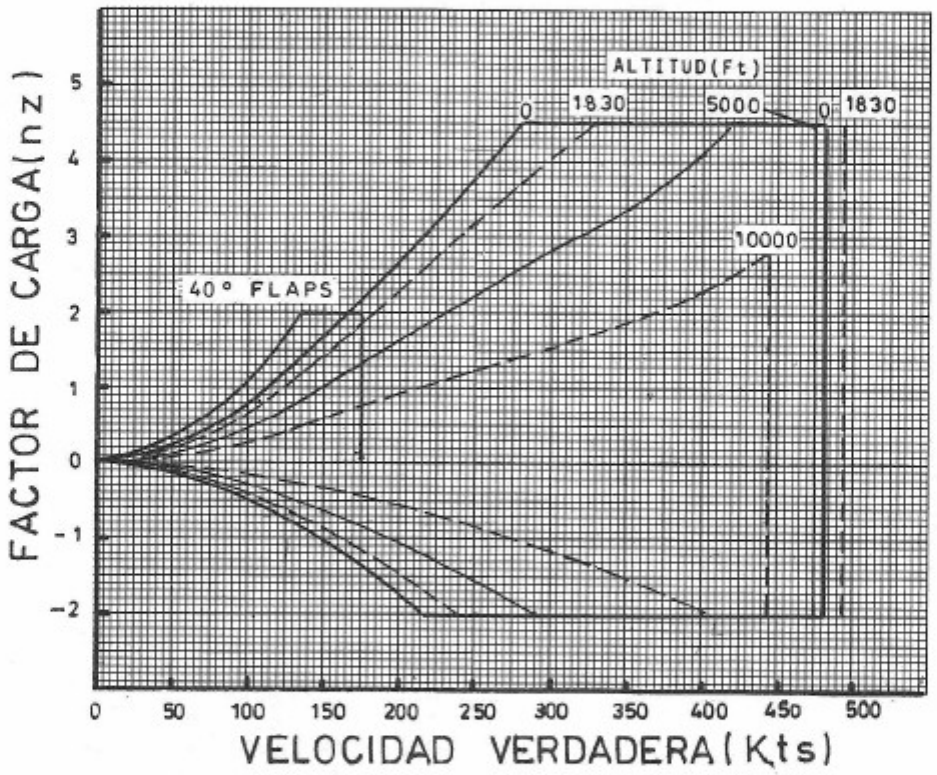


Figura 5-5

DIAGRAMA DE CENTRAJE

(VERSION BASICA – AVION LIMPIO)

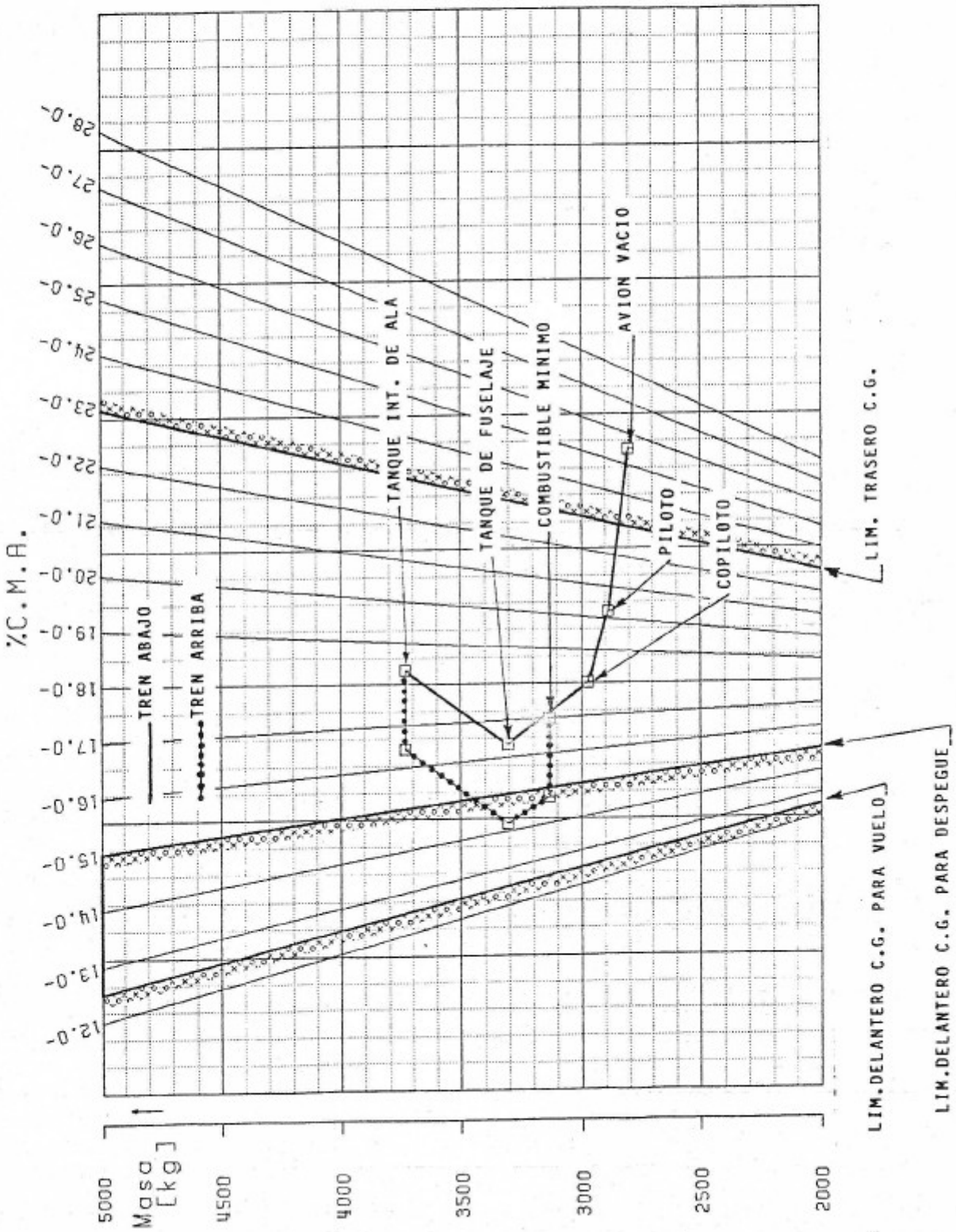


Figura 5-6

DIAGRAMA DE CENTRAJE
(VERSION DOMINIO EXTENDIDO – AVION LIMPIO)

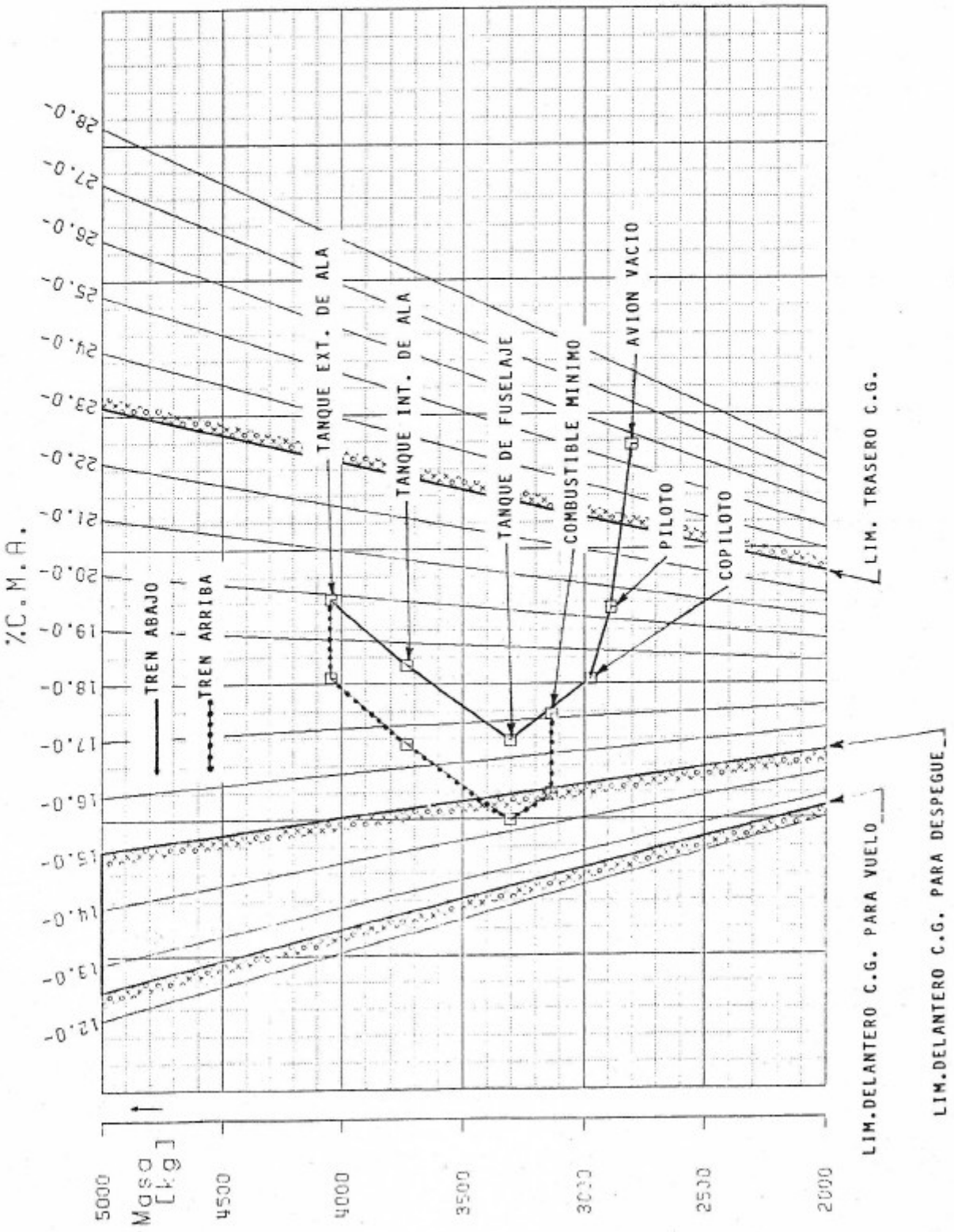


Figura 5-7

Límite trasero del C.G. - 23% MAC

Para el desplazamiento del C.G. con carga de combustible y configuración, consultar la figura 5-6 y 5-7.

Consultar el Manual de Peso y Balanceo.

LIMITACIONES DE PESO

PESO MAXIMO DE DESPEGUE

El peso máximo para despegue está limitado a 5.000 Kg.

PESO MAXIMO PARA ATERRIZAJE

El peso máximo para aterrizaje está limitado a 4560 Kg.

COMPARTIMIENTO DE EQUIPAJE

El peso máximo en el compartimiento de equipaje está limitado a 25 Kg.

LIMITACIONES DE ATERRIZAJE

VELOCIDAD DE DESCENSO PARA TOQUE

La velocidad de descenso máxima para toque sobre la pista está limitada a:

- 680 pies/minuto (3,45 m/seg) con un peso de 3656 Kg.
- 550 pies/minuto (2,8 m/seg) con un peso de 4560 Kg.

LIMITES PARA DESPEGUE Y ATERRIZAJE CON VIENTO CRUZADO

El avión está limitado a una componente de viento cruzado de 25 nudos.

OTRAS LIMITACIONES

No se permiten vuelos en condiciones de formación de hielo.

Unicamente vuelo VFR (diurnos y nocturnos)

SECCION VI

CARACTERISTICAS DE VUELO

CONTENIDO	PAGINA
INTRODUCCION	6-1
CUALIDADES DE VUELO	6-1
VUELO LENTO	6-1
PERDIDAS	6-2
TIRABUZONES	6-9
TECNICAS PARA LA SALIDA DE TIRABUZON	6-10
TECNICA DE ENTRADA EN TIRABUZON	6-10
COMANDOS DE VUELO	6-14
TIMON DE PROFUNDIDAD	6-14
ALERON	6-15
TIMON DE DIRECCION	6-15
LIMITES DE MANIOBRA	6-15
MARGENES DE MANIOBRA	6-15
PICADA	6-16
VUELO CON CARGAS EXTERNAS	6-16
CARGA EXTERNA SIMETRICA	6-16
CARGA EXTERNA ASIMETRICA	6-16

INDICE DE FIGURAS

FIGURA	TITULO	PAGINA
6-1	ANGULO DE ATAQUE INDICADO (AOA)	6-3
6-2	VELOCIDAD DE PERDIDA (FLAPS ARRIBA)	6-6
6-3	VELOCIDAD DE PERDIDA (FLAPS 20º)	6-7
6-4	VELOCIDAD DE PERDIDA (FLAPS 35º)	6-8
6-5	LIMITES DE MANIOBRA	6-12
6-6	ESFUERZO EN EL BASTON DE MANDO	6-13
6-7	FACTORES DE CARGA EN VUELO ESTACIONARIO	6-17

CARACTERISTICAS DE VUELO

INTRODUCCION

Esta sección presenta una descripción de las cualidades de vuelo del avión.

CUALIDADES DE VUELO

El comando de profundidad es muy eficaz en todo el dominio de vuelo.

La eficacia disminuye conforme decrece la velocidad, lo que implica mayores desplazamientos a baja velocidad.

Los esfuerzos sobre el bastón de mando, (al aplicar Factores de Carga), se encuentran dentro de los valores normales, aunque a grandes velocidades (0.7 de Mach o superior) puede haber un pequeño "ablandamiento", especialmente en profundidad.

Ante solicitaciones extremadamente bruscas de la palanca,especialmente a baja altitud y gran velocidad, es posible alcanzar el límite estructural. Para disminuir dicho efecto, fué montado en el servo-actuador de profundidad, un dispositivo especial.

El comando de alerones es eficaz lo mismo que el de dirección en todo el dominio de vuelo, asegurando el control del avión hasta la entrada en pérdida.

Factores especiales en el diseño del ala permiten un comportamiento suave en la pérdida, lográndose una pérdida simétrica, bien definida y de fácil recuperación.

El avión es perfectamente controlable hasta M = 0.8 ó 480 KCAS.

VUELO LENTO

Volar el avión a baja velocidad y gran ángulo de ataque no resulta crítico. Sin embargo, con un ángulo indicado en el AOA por encima de 14º, se requiere una aplicación suave de comandos, especialmente de timón de dirección.

Indicador de Angulo de Ataque (AOA)

El ángulo de ataque indicado (AOA) es un importante elemento para la operación del avión durante maniobras a baja velocidad.

El AOA está definido como el ángulo formado por la línea de referencia del fuselaje y la dirección del viento relativo.

Los valores de AOA, tienen la ventaja que son independientes del peso del avión y ángulo de ladeo.

Los valores indicados en cabina de AOA, (unidades de AOA) se aproximan al ángulo de ataque real AOA definido anteriormente, con ciertas desviaciones menores.

En la figura 6-1, se muestra la relación entre el ángulo de ataque real y el ángulo de ataque indicado para distintas posiciones de flaps.

En este Manual, cuando se menciona AOA, se estará refiriendo a Angulo de Ataque Indicado.

Los ángulos de AOA recomendados para la aproximación son:

- Flaps 0 : 9 a 10Ω
- Flaps 20 : 6,5 a 7,5Ω
- Flaps 35 : 4 a 5Ω

- Circuito de Emergencia con motor detenido: 5Ω

PERDIDAS

El avión está sujeto a tres tipos de pérdidas:

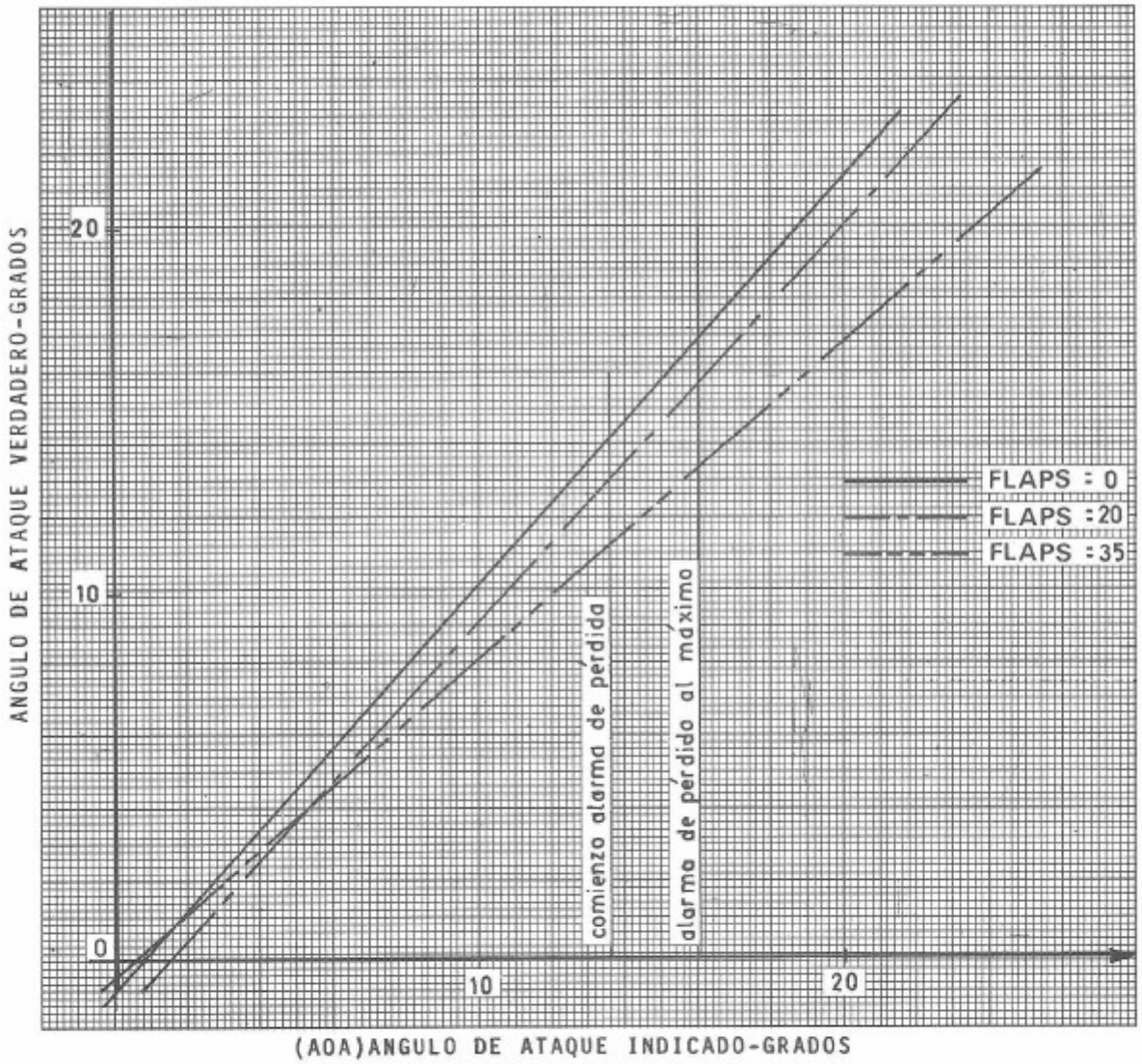
- Pérdida no acelerada
- Pérdida acelerada
- Pérdida por compresibilidad

En las pérdidas aceleradas y normales los comandos de vuelo permanecen efectivos durante las mismas y también durante su recuperación.

Las cargas externas no afectan significativamente las características de la pérdida.

ANGULO DE ATAQUE INDICADO

Modelo de avión: IA-63 Motor: TFE 731-2-2N
Fecha de Datos : 10-4-88 Grado de combustible:JP-1
Datos basados : Ens.en Vuelo Densidad de Combustible:0.808 kg/lt



NOTA: Todas las configuraciones de Flaps, incluyen
Tren: ABAJO.

Figura 6-1

En las pérdidas normales (n = 1), el aviso natural de la aproximación a la pérdida es un aumento progresivo del "buffeting". Como este aumento no es considerable, se ha incluído una alarma sonora que comienza a actuar mediante un sonido intermitente de 3 a 4 grados antes de alcanzar el ángulo de ataque de pérdida. Esta alarma actúa independiente de la posición de flaps y cubre perfectamente la configuración con 0 y 20º de flaps, con un pequeño adelanto en el caso de 35º de flaps.

Los ángulos AOA de pérdida son 17º, 16º y 15º para las configuraciones con 0º, 20º y 35º de flaps respectivamente.

NOTA

Un mal calaje de la zonda del AOA hace variar los valores de ángulos de ataque indicados.

En las pérdidas aceleradas (n ≠ 1), tanto con baja velocidad como por efectos de compresibilidad, el aviso de pérdida producido por el aumento de buffeting es de intensidad suficiente como para no necesitar ayuda de alarmas sonoras.

La alarma sonora sólo es eficaz a bajas velocidades, ya que el aumento de Mach, produce una disminución del ángulo de ataque de pérdida y por lo tanto dicha alarma no actuará como aviso de pérdida a velocidades mayores.

Resumiendo:

Pérdidas de baja velocidad (n = 1 y n ≠ 1)	Aviso de pérdida
	Alarma sonora o buffeting
Pérdidas por efectos de compresibilidad (n = 1 y n ≠ 1)	Buffeting

Técnica de Recuperación de Pérdidas

Se adopta el siguiente procedimiento:

- Reducir la fuerza aplicada en el bastón de mando y simultáneamente :
  - Aplicar empuje máximo.
  - Bajar la nariz hasta que finalice el "buffeting".
  - Cuando la velocidad comience a aumentar, subir suavemente la nariz del avión para frenar el descenso.

Para velocidades de pérdida con distintas posiciones de flaps consultar las figuras 6-2; 6-3 y 6-4.

Pérdidas por efecto de Compresibilidad

Cuando el buffeting comienza para valores de AOA inferiores a 11º significa que el avión se está operando a gran número de Mach o a gran altitud.

Cuando estas condiciones existen, el Mach crítico ha sido alcanzado es decir que se desarrollan ondas locales de choque que causan una separación del flujo de aire. El ángulo de ataque con el cual comienza el buffeting es función del número de Mach.

La alarma sonora de aviso de pérdida, no tiene ningún sentido en esta zona.

El avión puede ser comandable en la región del "buffeting", siempre que las deflexiones laterales de los comandos (timón de dirección y alerones) sean suaves y coordinadas.

En la Figura 6-5 se muestra el límite de comienzo de "buffeting" como AOA en función del Mach.

TABLA DE VELOCIDAD DE PERDIDA

EMPUJE : REDUCIDO - FRENOS de AIRE : AFUERA - TREN : ABAJO

FLAPS : ARRIBA

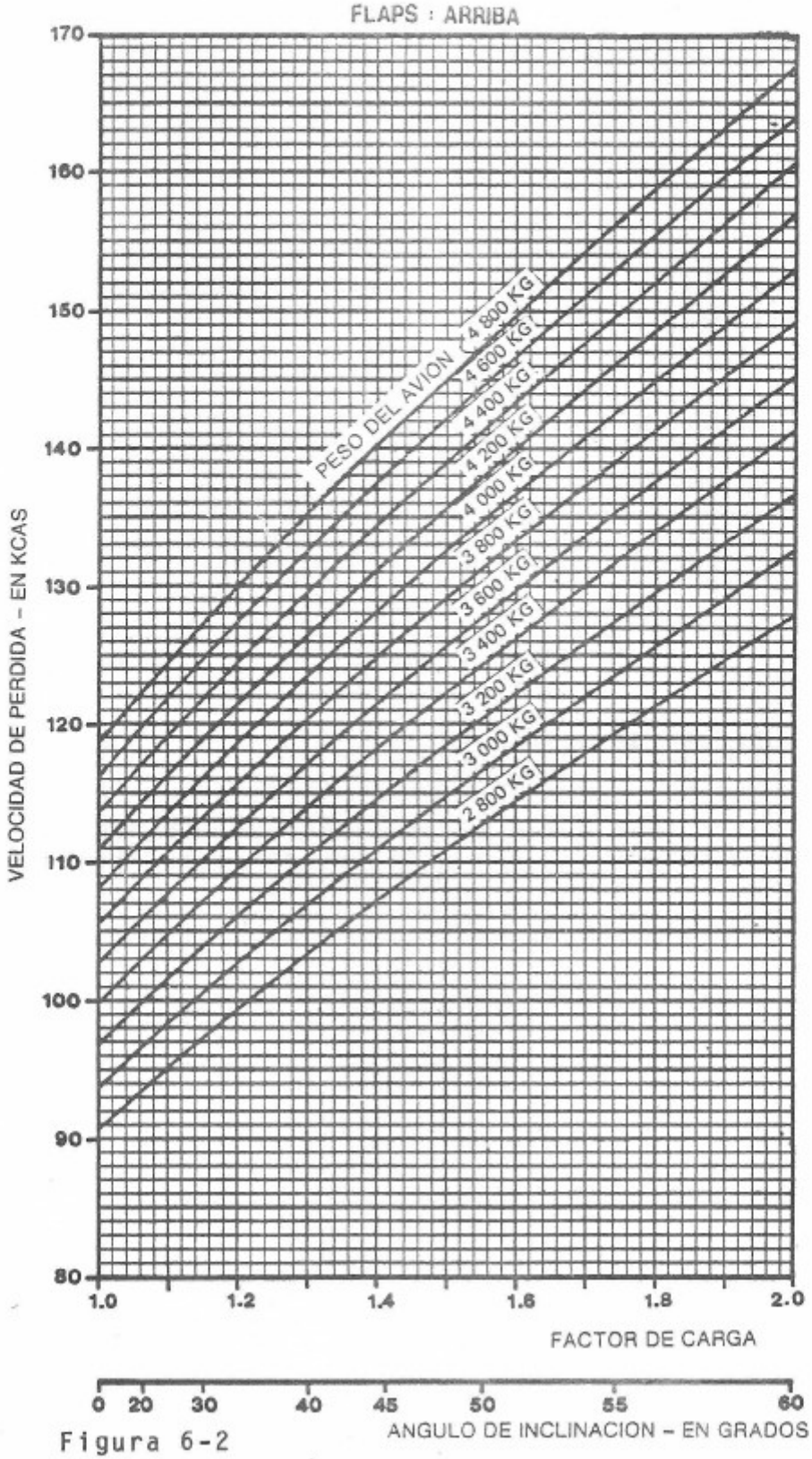


Figura 6-2

TABLA DE VELOCIDAD DE PERDIDA (CONT.)

EMPUJE : REDUCIDO - FRENOS de AIRE : AFUERA - TREN : ABAJO

FLAPS : 20°

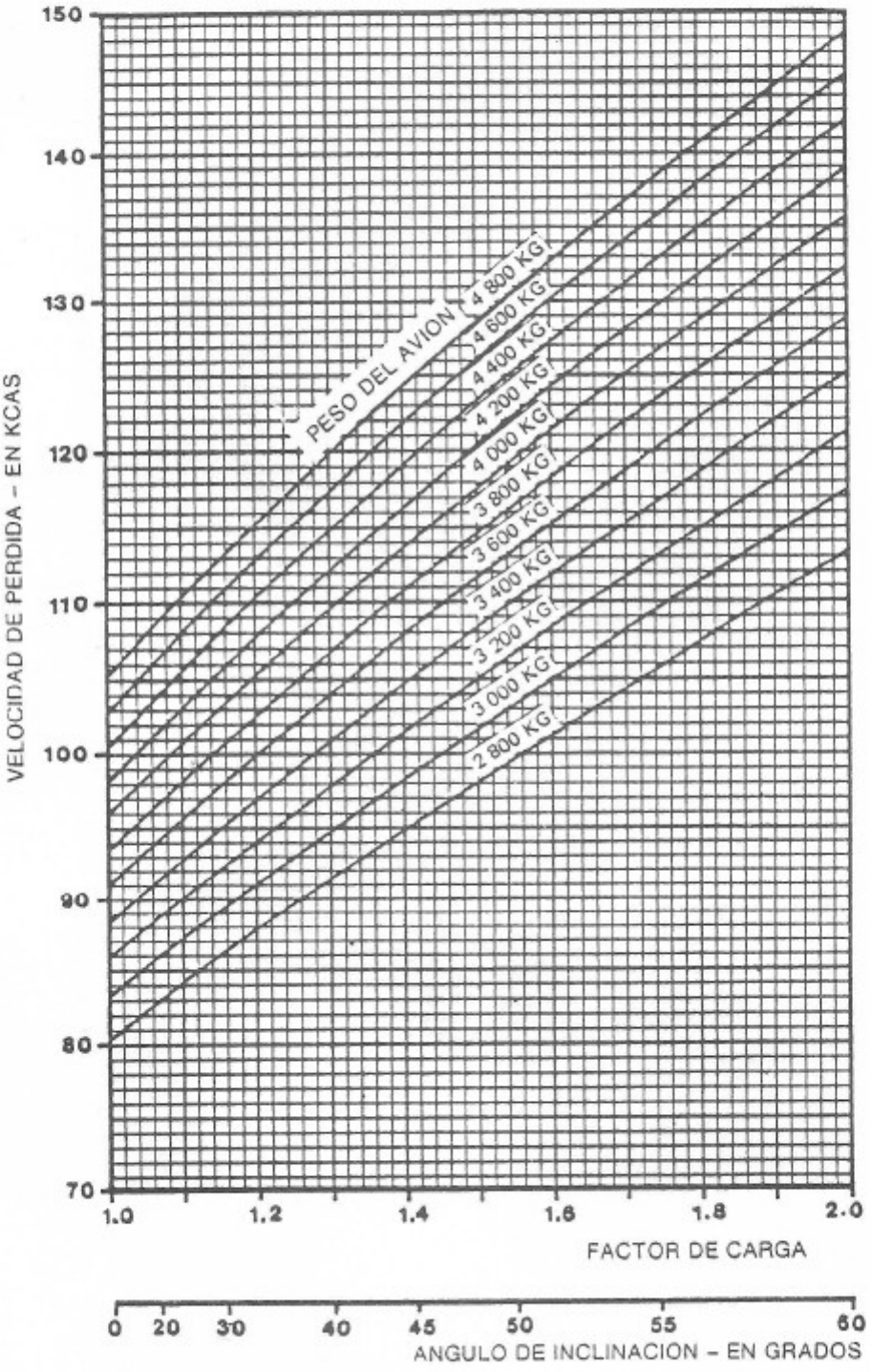


Figura 6-3

TABLA DE VELOCIDAD DE PERDIDA (CONT.)

EMPUJE : REDUCIDO - FRENOS de AIRE : AFUERA - TREN : ABAJO
FLAPS : 35°

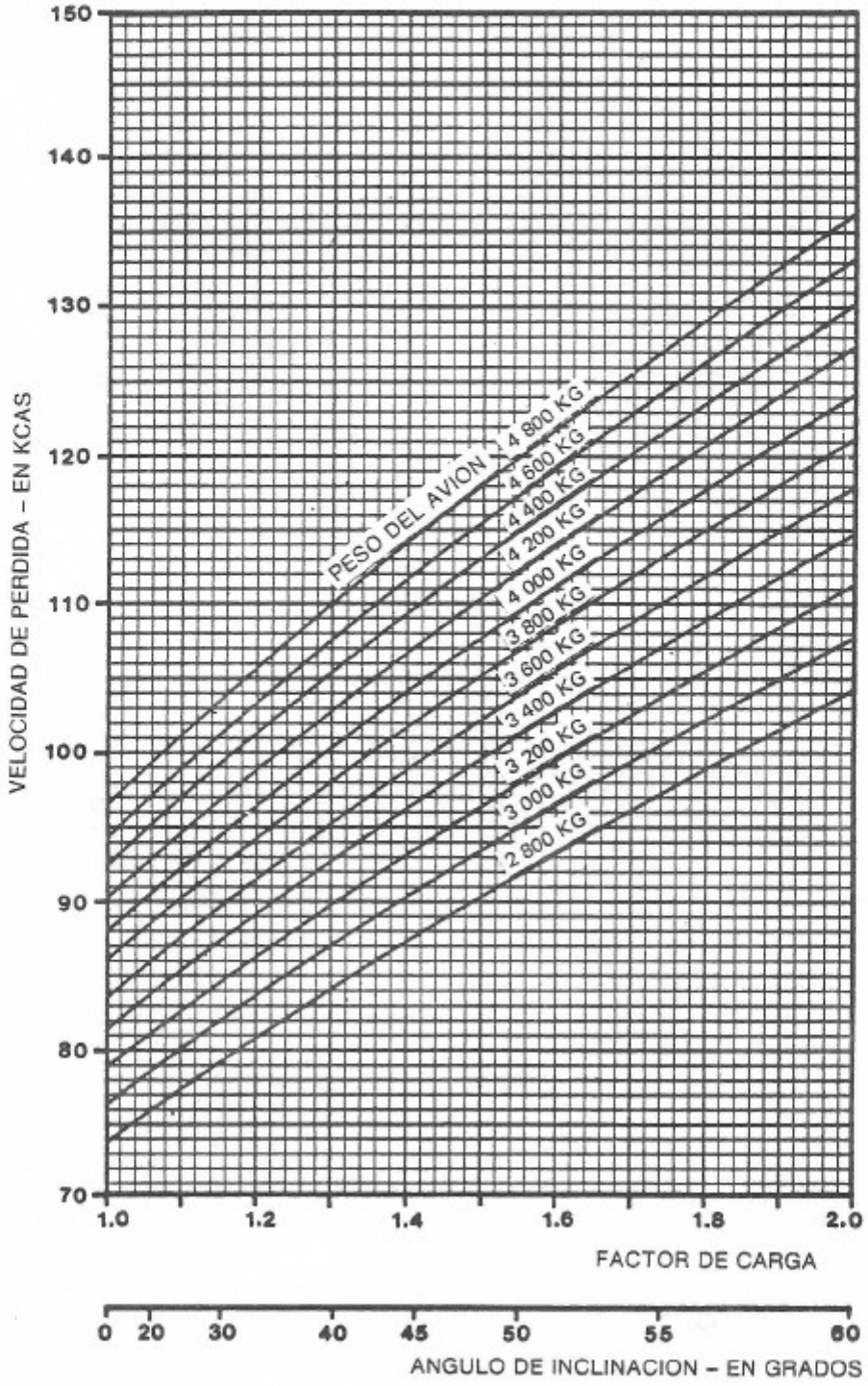


Figura 6-4

Maniobras desencadenadas partiendo del Vuelo Controlado

Las salidas del vuelo controlado son posibles, cuando el avión sea volado en forma no coordinada, a cualquier velocidad.

Al notar el primer indicio de que el avión está desencadenando un movimiento no controlado, la recuperación se efectuará centrando los comandos de inmediato. Si la salida no es recuperada inmediatamente, es altamente probable una entrada en tirabuzón.

El desencadenamiento será tanto más brutal cuanto mayor sea la velocidad de vuelo. En algunos casos, podrán alcanzarse los límites estructurales del avión.

TIRABUZONES

Las características del tirabuzón han sido estudiadas en el túnel aerodinámico y mediante numerosos Ensayos en Vuelo.

Las maniobras de tirabuzón no influyen en el funcionamiento del motor, no obstante, se recomienda practicarlo con empuje reducido

Los resultados muestran que el alerón es el elemento de comando más eficiente para la recuperación.

Alerones

Aleron CON (en sentido del tirabuzón), a tope es lo más efectivo para acelerar la salida. Posiciones intermedias desordenan la misma.

Alerones CONTRA (en sentido contrario al tirabuzón), a tope, acelera la entrada en tirabuzón y mantiene el mismo permitiendo alcanzar la condición de estacionario. Las posiciones intermedias desordenan el tirabuzón.

Profundidad:

A medida que se lleva la profundidad a picar, el tirabuzón se hace más "chato" por lo tanto se prolonga la salida del mismo.

El efecto de llevar el bastón hacia atrás es el de hacer más "picado" el tirabuzón y por lo tanto acelerar la salida.

Debido a la influencia importante que tiene el comando de profundidad, cuando se practica tirabuzón, es necesario poner un especial cuidado **en que la posición del compensador de profundidad no sea a picar, (preferentemente debe estar en neutro o ligeramente a cabrear)**, puesto que en caso que el piloto opte por soltar el bastón para lograr un autocentrado de comandos, la posición del timón de profundidad podría retardar la salida, y eventualmente, "achatar" el tirabuzón.

Dirección: Comando principal para la entrada.

No es muy efectivo para la salida y su empleo puede llegar a complicarla.

TECNICAS PARA LA SALIDA DE TIRABUZON

Salida para tirabuzón incipiente: Esto significa que no alcanzó a estabilizarse.

Dirección: centrada
Alerones: centrado
Profundidad: centrada

Salida para tirabuzón estabilizado: La fórmula anterior es válida pero la salida es muy lenta, por lo que se recomienda la siguiente que es más rápida y directa.

Dirección: centrada
Alerones: CON
Profundidad: Tope a Cabrear

Se mantiene la consigna hasta la detención del tirabuzón, luego se centran los comandos rápidamente cuando se siente el comienzo de cambio de sentido de rotación.

El avión sale con gran actitud de picada (60º a 90º), puede haber algún pasaje rápido por invertido o generarse luego de la detención un tirabuzón de baja energía en sentido contrario.

Aplicando esta técnica el avión sale del tirabuzón estabilizado en alrededor de dos vueltas.

TECNICA DE ENTRADA EN TIRABUZON

Verificar simetría de combustible consumido (MANDATORIO)
Factor de carga n≈1.

Se parte con empuje reducido.

Actitud longitudinal $\theta > 10º$

VI ≈ 110 Kts buffeting suave

A la primera caída de nariz, aplicar dirección a tope, luego profundidad tope a cabrear.

La entrada por izquierda es más rápida que por derecha.

Tirabuzón Estacionario

Se define así a la parte de la maniobra en la que los parámetros (velocidad de rolido y guiñada) repiten sus valores en forma cíclica.

Generalmente se alcanza esta condición, luego de algunas vueltas previas y manteniendo cruzados los comandos, es decir Dirección CON, Alerones CONTRA.

Los siguientes valores, son promedios de distintas maniobras efectuadas y dan un orden de magnitud de los mismos durante la fase de tirabuzón estacionario.

Tiempo para una vuelta: 3,25 seg.

Altitud perdida por vuelta: 800 pies

Altitud Longitudinal: Oscila entre 20 y -50º en forma cíclica con período de 3,2 segundos y con tendencia a disminuir la amplitud.

Actitud Lateral: Oscila entre 30 y -20º con períodos de 2,8 segundos.

Factores de Carga:

En el eje vertical (Jz) varía entre 2 y 0.5

En el eje transversal (Jy) varía entre 0.5 y -0.5

En el eje longitudinal (Jx) varía entre 0.2 y -1

El tirabuzón estacionario es calificado como semi-agitado y lento

PELIGRO

EN NINGUN CASO SE EFECTUARA PRACTICA DE TIRABUZON EN CONDICION DE ASIMETRIA DE COMBUSTIBLE CONSUMIDO.

LIMITES DE MANIOBRAS
(VERSION DE ENTRENAMIENTO BASICO)
AVION LIMPIO

Modelo de avión: IA-63
Fecha de datos : 10-03-88
Datos basados en: Ensayos en Vuelo

Motor: TFE 731-2-2N
Grado de combustible:Jp-1
Densidad de comb.:0.808 kg/l

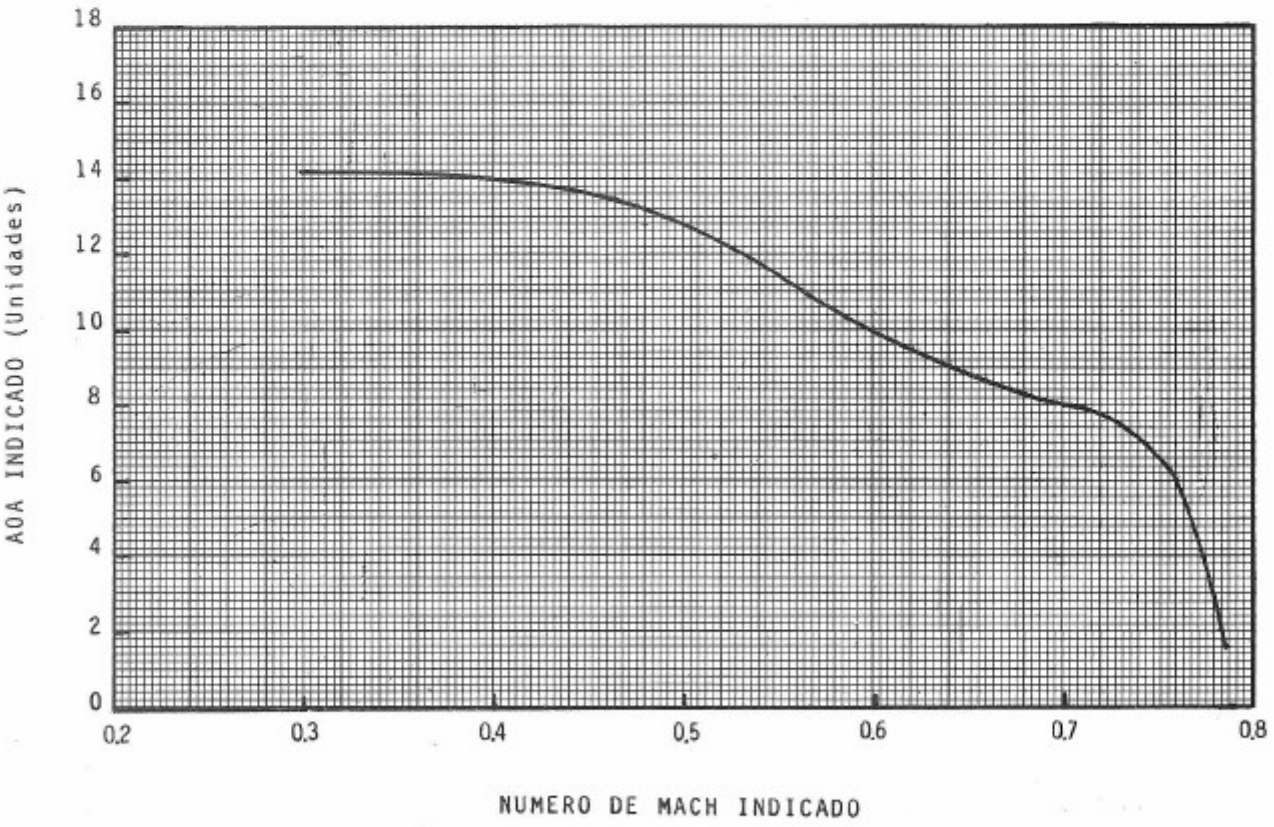


Figura 6-5

ESFUERZO EN EL BASTON DE MANDO EN FUNCION DE LA ACELERACION

AVION LIMPIO

ALTITUD 5000 FT

Modelo de avión: IA-63
Fecha de datos : 20-12-88
Datos basados en: Ensayos en Vuelo

Motor: TFE 731-2-2N
Grado de combustible:Jp-1
Densidad de comb.:0.808 kg/l

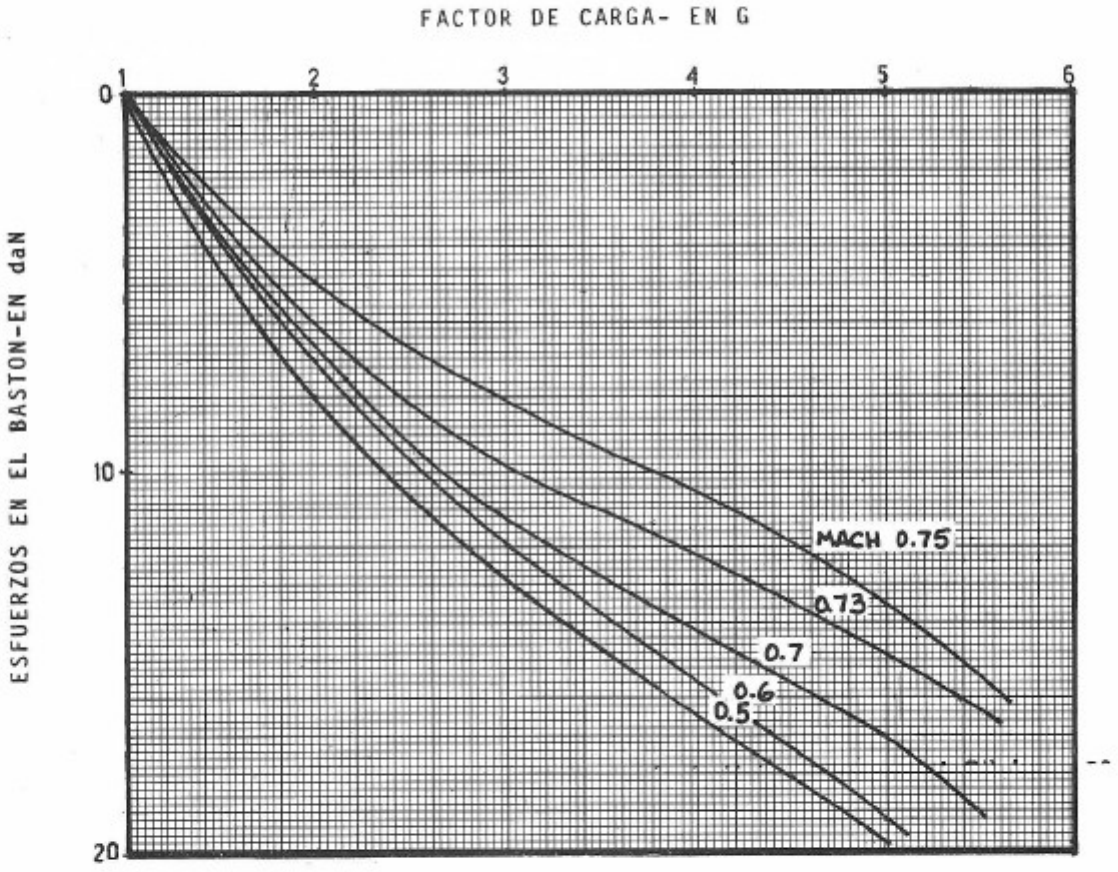


Figura 6-6

COMANDOS DE VUELO

TIMON DE PROFUNDIDAD

El empenaje horizontal, operado hidráulicamente por servo-actuadores, brinda un control longitudinal extremadamente eficiente y proporciona excelentes características de maniobras en el vuelo normal y transónico. La efectividad, sin embargo, disminuye al disminuir la velocidad. Tal disminución se compensa con mayores deflexiones.

El dispositivo HEINI en el sistema del comando de profundidad proporciona una sensibilidad menor del control de cabeceo cerca de la posición neutra del bastón de mando, por medio de una relación variable entre el recorrido del bastón y la deflexión del timón de profundidad. (Cerca de la posición neutra del bastón de mando un determinado desplazamiento del mismo proporciona una deflexión menor que el mismo desplazamiento cerca de la posición extrema del bastón).

El simulador de esfuerzos de comando (CFV/ARTHUR) en el sistema del comando de profundidad, incrementa los esfuerzos por G en el bastón, al aumentar la velocidad de vuelo; ésto sirve para evitar una aplicación exagerada del control de profundidad en altas velocidades.

El máximo esfuerzo por "G", se alcanza a 0,6 Mach. Más allá de este número Mach, los esfuerzos en el bastón disminuyen, por lo cual el comando de profundidad se hace más sensible y por consiguiente los límites estructurales del avión pueden ser excedidos por movimientos abruptos en profundidad.

Dado que el simulador de esfuerzos de comando (CFV/ARTHUR) cambia su posición en función de la presión dinámica, moverá automáticamente el bastón hacia adelante al aumentar velocidad y hacia atrás al disminuirla. Este efecto mantiene compensado el avión en una amplia gama de velocidades.

Debido a las características del timón de profundidad, existe cierta tendencia a una aplicación exagerada del control de cabeceo durante la restablecida. La figura 6-6 muestra los esfuerzos en el bastón, en función de la aceleración, para distintos números de Mach.

ALERON

Los alerones, controlados hidráulicamente por servo-actuadores, son eficientes y capaces de producir velocidades de rolido adecuadas para todo el dominio de vuelo.

Consultar la Sección V, LIMITACIONES DE RANGO DE ROLIDO CON CARGAS EXTERNAS.

TIMON DE DIRECCION

El timón de dirección es muy eficiente y consiste en una superficie de comando, controlada hidráulicamente por servo-actuadores. Con altas velocidades, la deflexión de la superficie de comando está limitada por saturación del servo-actuador. Con velocidades superiores a los 200 KIAS, la deflexión máxima del timón de dirección se vé limitada cuando el actuador está saturado. El piloto no se dará cuenta de esa saturación pues la deflexión de los pedales queda sin restricción.

Se ha incorporado al sistema un amortiguador de guiñada, que facilita la operación del avión en todo el dominio de vuelo especialmente en zonas de aire turbulento y en las finales de tiro aire-superficie.

LIMITES DE MANIOBRAS

Los factores que limitan las maniobras de performance máxima, son estructurales y aerodinámicos. Las limitaciones estructurales estan descriptas en la Sección V. Las limitaciones aerodinámicas,en primer lugar, son función del ángulo de ataque.

Se manifiestan como "buffeting" para valores de AOA mostrados en la figura 6-5.

MARGENES DE MANIOBRA

Los factores de carga en vuelo estacionario, en función de altitud y número Mach se presentan en la figura 6-7.

PICADA

Durante el vuelo a gran velocidad, y bajos factores de carga, no se encontrarán efectos de compresibilidad (por debajo de 0,75 Mach).
Los datos obtenidos en vuelo indican un posible comienzo del "buffeting" por compresibilidad, alrededor de 0.78 Mach.

El análisis de datos muestra que el incremento de la intensidad del "buffeting" es bajo y que no impide alcanzar Mach 0.8.

Para la recuperación del vuelo transónico en picada, el comando de empuje deberá ser colocado en posición REDUCIDO y simultáneamente, se deberá aplicar una suave contra-presión al bastón de mando. Los frenos aerodinámicos pueden ser extendidos a cualquier velocidad. El factor de carga inicial para la recuperación no deberá exceder + 6 "G".

VUELO CON CARGAS EXTERNAS

PELIGRO

ESTA PROHIBIDO REALIZAR TIRABUZONES INTENCIONALES, CON CARGAS EXTERNAS.

CARGA EXTERNA SIMETRICA

Las características de vuelo con cargas externas no difieren mucho de aquella en configuración de ala limpia. Sin embargo,se deberán tener en cuenta las distintas limitaciones estructurales y de vuelo, especialmente porque la velocidad de rolido está limitada. En consecuencia no se deberá efectuar una deflexión máxima de alerones, a gran velocidad.

CARGA EXTERNA ASIMETRICA

Para el despegue,el timón de dirección y los alerones deberán ser compensados en sentido opuesto al ala cargada. Cuando en el avión se aplican altos factores de carga, el ala que lleva la carga externa más pesada tiene una ligera tendencia a bajar, sin embargo, esta tendencia se puede controlar fácilmente por medio de una deflexión de alerones.

FACTORES DE CARGA EN VUELO ESTACIONARIO
AVION LIMPIO
PESO DEL AVION 3400 kg
EMPUJE MAXIMO

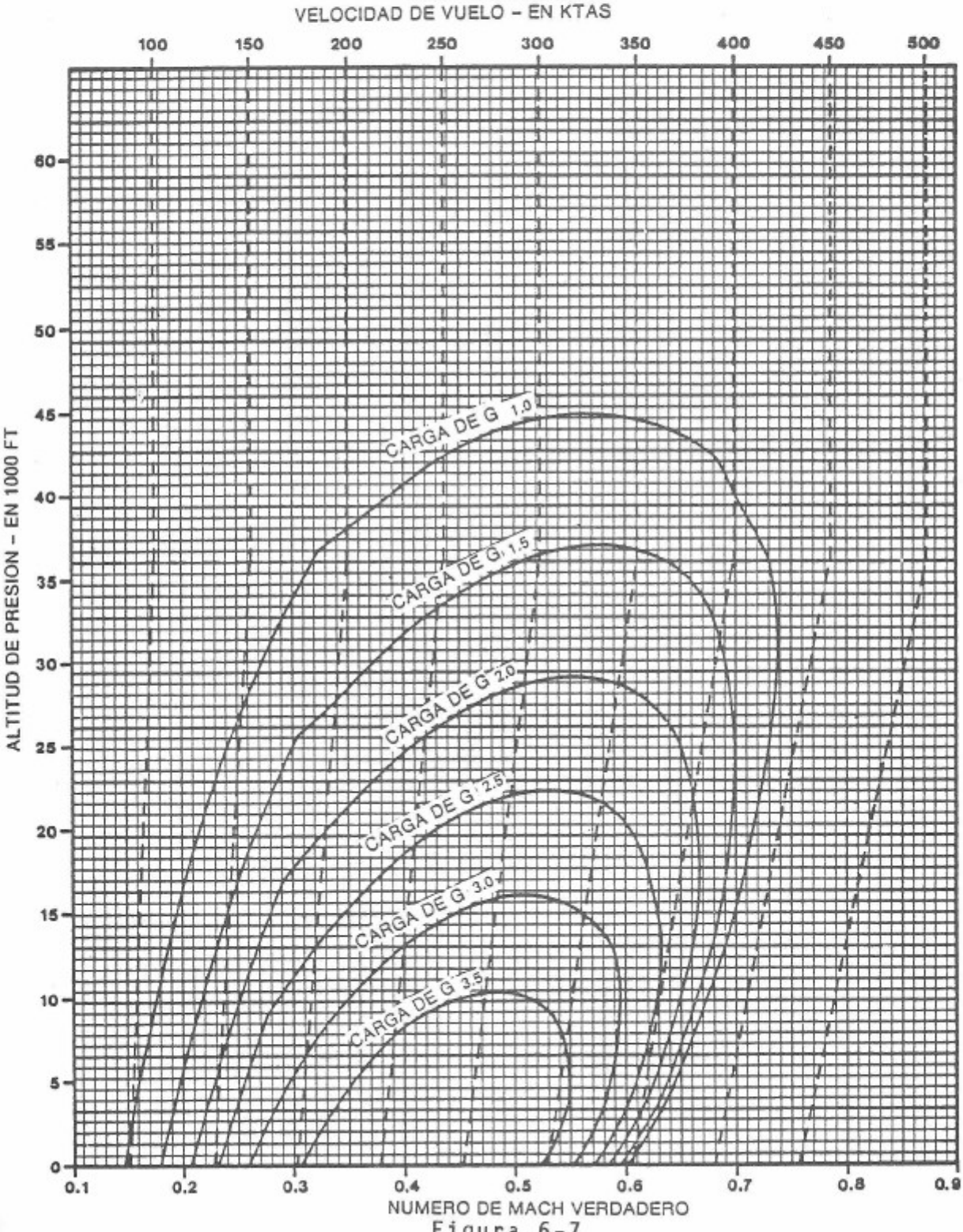


Figura 6-7

SECCION VII

OPERACIONES TODO TIEMPO

CONTENIDO	PAGINA
INTRODUCCION	7-1
TURBULENCIAS Y TORMENTAS	7-1
TURBULENCIAS	7-1
TORMENTAS	7-1
NIEVE, HIELO, LLUVIA Y AGUANIEVE	7-2
OPERACIONES CON TIEMPO FRIO	7-4
ANTES DE SUBIR AL AVION	7-4
INSPECCION INTERIOR	7-5
PUESTA EN MARCHA DEL MOTOR	7-5
RODAJE	7-5
DESPEGUE	7-6
ATERRIZAJE	7-6
DETENCION DEL MOTOR	7-6
ANTES DE SALIR DEL AVION	7-6
OPERACIONES CON TIEMPO CALIDO Y EN EL DESIERTO	7-7
ANTES DE SUBIR AL AVION	7-7
PUESTA EN MARCHA DEL MOTOR	7-7
RODAJE	7-7
DESPEGUE	7-7
EN VUELO	7-8
ATERRIZAJE	7-8
ANTES DE SALIR DEL AVION	7-8

OPERACIONES TODO TIEMPO

INTRODUCCION

Esta sección contiene únicamente aquellos procedimientos diferentes o que deberán ser agregados a los contenidos en los procedimientos operativos normales correspondientes a la Sección II.

TURBULENCIAS Y TORMENTAS

TURBULENCIAS

PELIGRO

LA PENETRACION A LA ZONA DE TURBULENCIA, PUEDE OCASIONAR ANGULOS DE ATAQUE EXTREMOS, QUE A SU VEZ PUEDEN LLEVAR LA PERFORMANCE DEL MOTOR A SU LIMITE.

La velocidad adecuada para penetrar con seguridad a la zona de aire turbulento es de 180 a 250 KCAS.

En zona de severa turbulencia, es aconsejable mantener la actitud del avión y aceptar tanto como sea posible, las fluctuaciones de altitud y velocidad de vuelo

TORMENTAS

PELIGRO

LOS VUELOS INTENCIONALES EN ZONAS DE TORMENTA ESTAN PROHIBIDOS.

La estructura básica del avión es capaz de resistir las cargas por aceleración y las ráfagas asociadas con tormentas ligeras,con velocidades entre 180 y 250 KCAS; sin embargo, podrán ocurrir daños graves causados por impactos de granizo y rayos en combinación con las tormentas.

Al entrar involuntariamente a una zona de tormenta, establecer la velocidad recomendada para penetración y proceder de la siguiente manera:

Comando de empuje	- AJUSTAR para no exceder 250 KCAS
Calefacción de tubo pitot	- CONECTADA
Deshielo de la entrada de aire al motor	- CONECTADO (Controlar ITT)
Antihielo del parabrisas	- CONECTADO
Luces de instrumentos y de cabina	- INTENSIDAD MAXIMA
Arnés de hombros	- TRABAR

Observar los instrumentos, poniendo especial atención en el ADI. Tratar de mantener la actitud del avión y aceptar las fluctuaciones de altitud y velocidad de vuelo.

PRECAUCION

Puede ocurrir que la indicación de ángulo de ataque no sea confiable debido a los impactos de hielo y/o granizo sobre la sonda del sistema.

NIEVE, HIELO, LLUVIA Y AGUANIEVE

Las pistas para despegue, aterrizaje y rodaje, como también las rampas, cubiertas con nieve o hielo, son mucho más resbaladizas que cualquier otra área, porque en esos lugares, el hielo y la nieve se derriten y vuelven a congelarse.

Tratar de evitar los virajes bruscos sobre pistas de rodaje cubiertas con nieve o hielo.

Tener en cuenta que la nariz del avión puede deslizarse lateralmente cuando se utiliza el Sistema Direccional. Si ésto ocurriera, enderezarla e iniciar un nuevo viraje. Todos los virajes deberán ser efectuados a velocidades muy reducidas.

PELIGRO

NO DEBERA EFECTUARSE NINGUN DESPEGUE CON HIELO O NIEVE SOBRE EL AVION.

Todo hielo y nieve deberán ser quitados del avión antes de que se intente un vuelo.

La distancia de despegue y la performance de ascenso pueden ser adversamente afectados por acumulaciones de hielo y nieve. La distribución irregular de tales acumulaciones puede variar la velocidad de pérdida y alterar considerablemente las características de vuelo.

El avión tiene un sistema deshielador que consiste en: deshielo de la entrada de aire al motor, antihielo del parabrisas, calefacción de tubo Pitot y de la sonda de ángulo de ataque; por esa razón se garantiza la operación normal de los sistemas bajo condiciones meteorológicas adversas.

Sin embargo, deberá tenerse en cuenta una alteración de las performances y maniobrabilidad del avión cuando se presenten condiciones de formación de hielo, dado que el avión no tiene ningún sistema antihielo para las alas y empenaje.

Los ensayos en vuelo han demostrado que con velocidades superiores a los 350 KCAS no se acumulará hielo porque aumenta la temperatura de impacto.

Deberán extremarse las precauciones al ejecutar aproximaciones por instrumentos y aterrizajes bajo condiciones de formación de hielo. Ajustar la velocidad de aproximación y el empuje en forma adecuada.

Si se esperan condiciones de formación de hielo con el tren abajo y/o frenos aerodinámicos AFUERA, no subir el tren ni entrar los frenos aerodinámicos en razón de una posible falla por trabado de los mismos.

Cuando se anticipen condiciones de formación de hielo, proceder de la siguiente manera:

Calefacción de tubo Pitot - CONECTADA

Deshielo de la entrada de aire al motor - CONECTADO (Previo reducir la ITT en 20ºC)

Antihielo del parabrisas - CONECTADO

La aproximación por instrumentos con lluvia moderada o fuerte, es posible, pero la visibilidad hacia adelante desde la cabina delantera y a través del parabrisas, puede estar muy limitada.

OPERACIONES CON TIEMPO FRIO

La mayor parte de las dificultades que se presentan en las operaciones con tiempo frío se originan en tierra. Las siguientes instrucciones se aplicarán como suplemento en los procedimientos normales de operación ya descriptos en la Sección II; las instrucciones, se aplicarán cuando las condiciones meteorológicas sean árticas.

ANTES DE SUBIR AL AVION

Sacar todas las cubiertas y tapas de protección; controlar que todas las superficies,conductos y orificios de drenaje estén libres de nieve y hielo.

Eliminar todo hielo y nieve endurecida utilizando un chorro directo de aire caliente de un calefactor o utilizar un fluído descongelante.

Asegurarse que el agua no se acumule en zonas con articulaciones u otras zonas críticas donde podría causar un daño o bloqueo en caso de congelarse nuevamente.

PRECAUCION

Para evitar daños en las superficies del avión, no permitir que el hielo sea raspado.

Controlar los orificios de ventilación del sistema de combustible y asegurarse que estén libres de hielo o nieve.Asegurarse que los amortiguadores del tren, pistones de los cilindros actuadores y microllaves estén limpios y libres de hielo. Inspeccionar detenidamente el avión con referencia a pérdidas de combustible o líquido hidráulico, originados por la contracción de juntas y empaquetaduras. Controlar el área detrás del avión para asegurarse que el agua o la nieve no sean soplados hacia el personal o equipamiento durante la puesta en marcha del motor.

INSPECCION INTERIOR

Controlar si la cúpula puede ser cerrada y trabada correctamente.

PUESTA EN MARCHA DEL MOTOR

Utilizar una unidad de energia externa para conservar la batería. Normalmente no se requieren procedimientos especiales de precalentamiento para la puesta en marcha; sin embargo, con temperaturas inferiores a los -40ºC por períodos prolongados, el motor deberá ser precalentado antes de intentar el encendido.

Conectar la calefacción de cabina y el desempañador de la cúpula inmediatamente después de poner en marcha el motor.

El Sistema de Deshielo de Entradas de Aire al Motor deberá ser conectado y mantenido en esa condición cuando hay humedad visible y la temperatura ambiente está entre -20ºC y +10ºC.

Controlar si los comandos de vuelo, flaps y frenos aerodinámicos actúan correctamente.

Accionar los comandos de vuelo varias veces, controlando la presión hidráulica y la reacción de los mismos.

Controlar si los instrumentos están libres de humedad e indican correctamente

RODAJE

Evitar el rodaje sobre nieve profunda y floja o con surcos, porque es posible que los frenos se congelen.

Aumentar la distancia entre los aviones durante el rodaje en formación para asegurar una detención con seguridad y para evitar que las superficies del avión se congelen por la nieve y hielo derretido, soplados desde el avión precedente. Aún con el comando de empuje en la posición REDUCIDO, pueden producirse altas velocidades de rodaje. Controlar la velocidad de rodaje para evitar detenciones con alta velocidad o virajes cerrados sobre pistas resbaladizas. Accionar los comandos de vuelo varias veces para asegurar su correcto funcionamiento.

PELIGRO

ES MANDATORIO DISPONER DE SISTEMA DIRECCIONAL DE RUEDA DE NARIZ, PARA RODAR SOBRE PISTAS CON HIELO O NIEVE.

DESPEGUE

No dar empuje al máximo mientras el avión no esté alineado sobre la pista.

El dar empuje a pleno requerirá un mayor esfuerzo sobre los frenos para mantener el avión sin rodar.

En caso de no poderse mantener frenado el avión, controlar los instrumentos de motor con el máximo empuje posible y durante la fase inicial de la carrera de despegue continuar controlando el motor.

Aplicar los procedimientos como se describen en la Sección II para el despegue.

ATERRIZAJE

En el aterrizaje sobre pistas que tienen pequeñas áreas secas, evitar el bloqueo de las ruedas. Desconectar el sistema de antibloqueo si el avión comienza a deslizarse. Tener en cuenta que la performance de aterrizaje indicada en el APENDICE, se refiere a superficies duras y pistas secas.

El aterrizaje sobre pistas cubiertas de hielo o nieve, aún con empuje en REDUCIDO, puede incrementar considerablemente la carrera de aterrizaje.

DETENCION DEL MOTOR

Aplicar el procedimiento normal para la detención del motor.

ANTES DE SALIR DEL AVION

No aplicar freno de estacionamiento debido a la posibilidad de congelamiento del mismo. Dejar la cúpula abierta,(a menos que las condiciones meteorológicas determinen lo contrario), para permitir la circulación de aire entre las cabinas.

Verificar que todas las cubiertas de protección estén colocadas.

Las tapas de las entradas de aire al motor no deberán ser colocadas hasta aproximadamente 2 horas después de la detención del motor para evitar que se congele la condensación del agua y humedad, lo cual impediría posteriormente la libre rotación del motor.

OPERACIONES CON TIEMPO CALIDO Y EN EL DESIERTO

Las temperaturas elevadas, el polvo y la arena afectarán las operaciones normales del avión. Las temperaturas elevadas tienen un efecto considerable sobre la performance del avión; por esa razón los cálculos previos al vuelo, deberán efectuarse con mucha atención.

ANTES DE SUBIR AL AVION

Demorar el quitado de todas las cubiertas y tapas de protección el mayor tiempo posible. Limpiar todas las entradas de aire, quitando el polvo y la arena.

El tiempo de permanencia en tierra deberá limitarse al mínimo, debido a las elevadas temperaturas bajo el sol directo.

PUESTA EN MARCHA DEL MOTOR

Aplicar los Procedimientos Normales para puesta en marcha, pero observar cuidadosamente el aumento de la temperatura ITT para que que no exceda sus límites.

RODAJE

La aplicación de frenos deberá restringirse la mínima, para evitar un sobrecalentamiento durante el rodaje. Utilizar el Sistema Direccional de la rueda de nariz siempre que sea posible.

DESPEGUE

PRECAUCION

Siempre que sea posible, no intentar un despegue en medio de tormentas de arena o polvo.

Con el aumento de la temperatura, la distancia de despegue se incrementa y las performances disminuyen considerablemente.

Considerar la posibilidad de ráfagas y cambios en la dirección del viento a nivel de pista.

EN VUELO

Las operaciones en vuelo no se alteran, pero observar cuidadosamente los efectos de las altas temperaturas sobre las performances del avión.

ATERRIZAJE

Observar la velocidad de vuelo para asegurarse que se mantienen las velocidades de aproximación y toque recomendadas. Calcular de antemano una larga carrera de aterrizaje, debida a una mayor velocidad sobre el terreno en el momento del toque.

Aplicar los frenos aerodinámicos en forma eficiente y aprovechar toda la pista disponible para detener el avión sin sobrecalentar los frenos.

ANTES DE SALIR DEL AVION

Estacionar el avión con viento cruzado. Controlar si todas las cubiertas y tapas de protección están instaladas. La funda de cúpula no deberá ser colocada para evitar que la arena se acumule entre la funda y la cúpula, actuando como abrasivo sobre la superficie de la misma.