

INDICE CAPITULO I

	Pag.
EL AVION.....	1
DIMENSIONES DEL AVION.....	1
INTERIORES.....	1
EL MOTOR.....	1
ACELERADORES Y LLAVES DE FRICCION.....	1
CONTROLES DE MEZCLA Y SEGURO DE UNETA.....	2
SISTEMA DE AIRE CALIENTE AL CARBURADOR.....	2
CONTROLES DE AIRE CALIENTE Y SEGURO DE FRICCION.....	3
INDICADOR DE TEMPERATURA DEL AIRE CALIENTE AL CARBURADOR.....	3
ALETAS DE REFRIGERACION DE LOS MOTORES.....	4
SISTEMA DE IGNICION.....	4
SWITCHES DE IGNICION.....	4
SWITCHES DE CEBADO.....	5
INSTRUMENTOS DE LOS MOTORES.....	5
INDICADOR DE PRESION DE GASOLINA.....	5
INDICADOR DE PRESION DE ACEITE.....	5
INDICADOR DE TEMPERATURA DE ACEITE.....	6
HELICES.....	6
CONTROLES DE HELICE.....	6
SWITCHES DE PUESTA EN BANDERA.....	6
SISTEMA DE ACEITE.....	7
LUZ DE ADVERTENCIA DE PRESION DE ACEITE.....	7
VALVULAS SHUTOFF DEL CORTAFUEGOS.....	7
SISTEMA DE COMBUSTIBLE.....	7
LLAVES SELECTORAS DE ESTANQUES DE COMBUSTIBLE.....	8
VALVULAS DE CONTROL DEL SISTEMA DE ALIMENTACION CRUZADA.....	8
CONTROL DE LA BOMBA MANUAL.....	8
LUCES DE PREVENCIÓN DE PRESION DE COMBUSTIBLE.....	8
ESQUEMA SISTEMA DE ALIMENTACION.....	9
INDICADOR CANTIDAD DE COMBUSTIBLE.....	10
SISTEMA ELECTRICO.....	10
ABASTECIMIENTO DE PODER C.C.....	10
SWITCH MAESTRO BATERIAS.....	11
SWITCHES PRINCIPALES DE GENERADORES.....	11
ENCHUFE PARA APLICAR PODER ELECTRICO EXTERNO.....	11
AMPERIMETROS.....	11
PODER ELECTRICO ALTERNO C.A.....	11
ESQUEMA DEL SISTEMA ELECTRICO.....	12
SISTEMA HIDRAULICO.....	13
BOMBA HIDRAULICA MANUAL.....	13
LLAVE ESTRELLA.....	13
ESQUEMA DEL SISTEMA HIDRAULICO.....	14
NIVEL INDICADOR DE CANTIDAD DE LIQUIDO HIDRAULICO.....	15
MEDIDORES DE PRESION DEL SISTEMA HIDRAULICO.....	15
SHUTOFF DEL CORTAFUEGO.....	15
SISTEMA DE CONTROLES DE VUELO.....	15
CONTROLES DE TIMON.....	15
CORRECTOR DE TIMON.....	15
COLUMNA DE CONTROL.....	16

INDICE CAPITULO I

	Pag.
CORRECTOR DE ALERONES.....	16
CORRECTOR DE PROFUNDIDAD.....	16
SEGUROS DE LOS CONTROLES DE VUELO.....	16
FLAPS DE ALA.....	16
PALANCA DE CONTROL DE FLAP.....	16
INDICADOR DE POSICION DEL FLAP.....	17
SISTEMA DEL TREN DE ATERRIZAJE.....	17
PALANCA DEL TREN DE ATERRIZAJE.....	17
SEGURO MECANICO DE LA PALANCA DEL TREN DE ATERRIZAJE.....	18
PASADORES DEL TREN DE ATERRIZAJE.....	18
LUCES INDICADORAS DEL TREN DE ATERRIZAJE.....	18
BOCINA DE PREVENCION DEL TREN DE ATERRIZAJE.....	18
ESQUEMA OPERACION DEL SEGURO MECANICO DEL TREN DE ATERRIZAJE.....	19
MECANISMO DE SEGURO DE COLA.....	20
SISTEMA DE FRENOS.....	20
PEDALES DE FRENOS.....	20
PERILLA DE FRENOS DE ESTACIONAMIENTO.....	20
INSTRUMENTOS.....	21
INSTRUMENTOS OPERADOS POR SUCCION.....	21
SISTEMA ESTATICO PITOT.....	21
INDICADOR DE TEMPERATURA DEL AIRE EXTERIOR.....	21
EQUIPOS DE EMERGENCIA.....	22
SISTEMA EXTINTOR DE INCENDIO.....	22
VALVULA SELECTORA MANUAL DEL EXTINGUIDOR DE LOS MOTORES.....	22
MANILLA DE OPERACION DE LOS EXTINGUIDORES DE LOS MOTORES.....	22
SISTEMA DE DETECCION DE INCENDIO.....	22
ESQUEMA UBICACION DE LOS EXTINGUIDORES DE MANO Y CAJA EXTINGUIDORA.....	23
SWITCH DE PRUEBA DEL SISTEMA DE DETECCION DE INCENDIO.....	24
SALIDAS DE EMERGENCIAS.....	24
EQUIPOS VARIOS DE EMERGENCIA.....	24
ASIENOS DE PILOTOS.....	24

CAPITULO I

EL AVION

El DC-3 es un monoplano bimotor de ala baja, enteramente metálico, tren de aterrizaje de tipo convencional, operado hidráulicamente.

El avión tiene dos secciones principales, una delantera que comprende el compartimento de pilotos, radiooperador, una bodega delantera de carga y un pequeño compartimento para equipaje de tripulación. La segunda sección comprende la cabina de pasajeros, baño y el resto de los compartimentos.

DIMENSIONES DEL AVION

Envergadura = 95 pies

Largo = 64 pies 5,5 pulgadas

Alto = 16 pies 11 pulgadas

INTERIORES

Como avión de pasajeros existen dos versiones, para 28 y 21 asientos, teniendo dos corridas dobles o una doble al lado izquierdo y otra simple al derecho respectivamente. Para tripulantes tiene acomodaciones para cuatro personas, Piloto, Copiloto, Radiooperador, Sobrecargo o Auxiliar.

EL MOTOR

Pratt & Whitney R 1830-92 de 14 cilindros radial, doble estrella, 1200 BHP. Enfriado por aire, cada motor tiene un compresor integral de simple velocidad, un carburador del tipo inyección y un motor de partida directo.

ACELERADORES Y LLAVES DE FRICCION

Hay dos aceleradores en el pedestal, operados convencionalmente, están provistos de una llave de fricción para evitar deslizamientos. Los aceleradores tienen marcadas las posiciones CLOSE y OPEN, pudiéndose colocar en posiciones intermedias según se requiera.

CAPITULO I

CONTROLES DE MEZCLA Y SEGURO DE UÑETA

Hay dos controles de mezcla en la parte superior derecha del pedestal, cuyas perillas están pintadas de rojo, cada una tiene un seguro de uñeta que permite fijar las posiciones de los controles de mezcla, éstas son cuatro:

IDLE CUT-OFF, corta todo el flujo de combustible al motor excepto para el cebado.

AUTO-LEAN, provee automáticamente la proporción de aire combustible necesario para vuelo de crucero.

AUTO-RICH, se usa en los despegues, ascensos, aterrizajes y en general para toda operación que necesite altos regímenes de potencia y cuando las temperaturas de cabezas de cilindros sean altas.

EMERGENCY-RICH, como su nombre lo indica es usada solamente en condiciones de emergencia. En esta posición el control automático de mezcla es desviado en el carburador, obteniéndose una mezcla aún más rica, en caso de falla del control automático de mezcla.

SISTEMA DE AIRE CALIENTE AL CARBURADOR

El sistema de aire de impacto al carburador, nos proporciona dos formas de entregar aire a este accesorio. Un pequeño conducto ubicado en el borde delantero superior de la capota de accesorios del motor, guía el aire de impacto directamente al cuello del carburador, o el aire de impacto fluye dentro de la capota hasta más allá del anillo colector de escape, y se precalienta antes de entrar a la garganta del carburador. La fuente de alimentación de aire se determina por medio de la posición de la tapa de aire precalentado al carburador, ubicada en la garganta de entrada de aire al carburador.

CAPITULO I

CONTROLES DE AIRE CALIENTE Y SEGURO DE FRICCION

Hay dos controles de aire caliente, uno para cada motor y están situados al lado derecho del pedestal controlando mecánicamente la puerta del aire caliente en la garganta de entrada del carburador, estos controles tienen marcadas las posiciones:

HOT, en que la puertecilla cierra el paso del aire exterior, permitiendo que el aire caliente que circula bajo las capotas, pasando el anillo colector de escapes, entre al carburador.

COLD, la puertecilla cierra el paso del aire caliente y permite que el aire frío exterior entre directamente al carburador.

Es posible regular posiciones intermedias de la puertecilla con el fin de obtener determinadas temperaturas.

Hay un seguro tipo fricción al lado de los controles de aire caliente para fijarlos en la posición deseada.

INDICADOR DE TEMPERATURA DEL AIRE CALIENTE AL CARBURADOR

Hay un indicador eléctrico dual de 28 volt, corriente continua en el panel de instrumentos y está graduado en grados centígrados de -50° a 150°.

CAPITULO I

ALETAS DE REFRIGERACION DE LOS MOTORES

Son operadas hidráulicamente y están en los bordes traseros de las capotas del motor. Un cilindro actuante instalado en la parte inferior de las capotas del motor, está conectado a cada aleta movable por medio de una serie de varillas y palancas. El movimiento de las aletas de refrigeración de los motores se realiza desde la cabina de mando por medio de las selectoras de las aletas de refrigeración de los motores. Están situadas al costado derecho y un poco adelante del asiento del copiloto. Tienen las siguientes posiciones: CLOSE, en que se envía presión hidráulica a uno de los lados del cilindro actuante y las aletas se cierran. OPEN, la presión es enviada al otro extremo del cilindro actuante y las aletas se abren. OFF, la presión hidráulica es encerrada en el cilindro actuante para mantener las aletas en cualquier posición deseada. TRAIL, ambos extremos del cilindro se encuentran sin presión, permitiendo con esto que las aletas se muevan libremente de acuerdo con las corrientes de aire.

SISTEMA DE IGNICION

El sistema de ignición consiste en dos magnetos, instalados en la sección de accesorios de cada motor y distribuyen la corriente a las bujías a través de los switches de ignición, cablerías y un arnés de alta tensión.

SWITCHES DE IGNICION

Los switches de ignición están situados sobre la V del parabrisas y consta de un switch maestro de dos posiciones, OFF y ON. Un switch de ignición para cada motor con cuatro posiciones, OFF - L - R - BOTH. El switch maestro corta o envía a masa los cuatro magnetos, (dos por cada motor) cuando está en la posición OFF. En la posición ON, permite controlar los magnetos con los switches de ignición de cada motor.

Cuando el switch de ignición está en la posición R, el magneto izquierdo de ese motor estará a masa y las bujías traseras no actuarán. Cuando está en la posición L, el magneto derecho de ese motor estará a masa y las bujías delanteras no actuarán. Cuando el switch de ignición está en la posición OFF, ambos magnetos de ese motor estarán a masa y tanto las bujías delanteras como las traseras de ese motor no actuarán. Cuando el switch de ignición está en la posición BOTH, ambos magnetos de ese motor generarán corriente para el sistema de ignición y actuarán entonces todas las bujías.

CAPITULO I

SWITCHES DE CEBADO

Hay dos switches del tipo de resorte de 28 volt, corriente continua, uno para cada motor y están instalados en el panel de control eléctrico del piloto. La tarea del sistema de cebado es de dar una ayuda en la partida de los motores, por la inyección de gasolina desde una línea de cebado dentro de la garganta del sobre compresor. Una válvula solenoide de cebado de 28 volt, corriente continua es energizada por el switch cebador en la cabina de pilotos, admitiendo gasolina bajo presión en la línea de cebado, esta presión es proporcionada por la operación de las bombas booster de gasolina, o también mediante la bomba de mano.

INSTRUMENTOS DE LOS MOTORES

Son del tipo dual. Un indicador de lectura directa en el tablero principal de instrumentos, indica la presión en pulgadas de mercurio del múltiple de admisión de cada motor.

Hay un indicador dual de 28 volt corriente continua para indicar la temperatura en grados Centígrados del aire de entrada a los carburadores.

Un auto-generador de corriente (Termopar), para indicar la temperatura de cabeza de cilindro N°3 en el motor derecho y N°13 en el motor izquierdo, graduado en grados Centígrados.

Un auto-generador dual para el indicador de tacómetro.

INDICADOR DE PRESION DE GASOLINA

Un indicador dual de presión de combustible operado hidrostáticamente y de lectura directa está instalado en el tablero principal de instrumentos, está calibrado en libras por pulgadas cuadradas. Dos líneas conectadas al indicador de combustible en la cabina, van a las líneas de presión de cada carburador.

INDICADOR DE PRESION DE ACEITE

Hay un indicador de presión de aceite dual, operado hidrostáticamente y de lectura directa ubicado en el panel principal de instrumentos, graduado en libras por pulgadas cuadradas.

CAPITULO I

INDICADOR DE TEMPERATURA DE ACEITE

Hay un indicador dual de temperatura de aceite de 28 volts y corriente continua, graduado en grados Centígrados, ubicado en el panel principal de instrumentos. Un bulbo de temperatura ubicado en el carter trasero de accesorios nos dá la temperatura con que entra el aceite al motor.

HELICES

Cada motor posee una hélice Hamilton Standard de tres aspas, hidromática y de paso bandera. El gobernador de la hélice de cada motor mantiene automáticamente una velocidad constante en el motor mediante el cambio en el ángulo de las aspas, cuando está la hélice en un régimen de velocidad constante el gobernador corrige las condiciones cambiantes de altitud y las graduaciones del acelerador. El ángulo de las aspas de la hélice es cambiado hidráulicamente por la presión de aceite del motor y la presión entregada por el gobernador. El aceite para la puesta en bandera proviene de una reserva en el fondo del estanque de aceite. La presión proviene de una bomba de paso bandera que suministra la presión necesaria y que trabaja con 28 volts, corriente continua.

CONTROLES DE HELICE

Están ubicados en el pedestal y por un sistema articulado ajusta el gobernador localizado en la sección de Reducción de cada motor. Estos controles tienen marcadas las posiciones, INCREASE y DECREASE (altas y bajas RPM respectivamente). Los gobernadores mantienen constantes las RPM de las hélices, según la posición de los controles en cualquier ajuste entre 1200 y 2700 RPM.

SWITCHES DE PUESTA EN BANDERA

Hay dos switches de tipo presión en el panel de control eléctrico, pintados de color rojo, trabajan con 28 V. CC. Cuando éstos se presionan accionan una bobina de 28 V. CC. que los mantiene adentro hasta que la hélice entre en bandera, en ese momento el botón salta a la posición normal. La posición bandera puede interrumpirse tirando el botón manualmente, en ese caso la hélice volverá a su posición primitiva, según la ubicación que tenían los controles del gobernador. Para sacar bandera se presiona el botón y se mantiene presionado hasta que la hélice haya salido de bandera y se han alcanzado por lo menos 800 RPM indicadas.

CAPITULO I

SISTEMA DE ACEITE

Cada motor tiene un estanque de 29 gls/US de capacidad, pero solamente debe cargarse con 25 gls/US para permitir expansión. La presión de aceite se mantiene con una bomba de aceite accionada por el motor. Desde el motor el aceite regresa al estanque a través de un radiador el que permite así su refrigeración.

LUZ DE ADVERTENCIA DE PRESION DE ACEITE

En algunos modelos existe una luz roja de 28 V. CC. ubicada al lado de cada indicador de presión de aceite, que se enciende cuando la presión baja del límite de operación.

VALVULAS SHUTOFF DEL CORTAFUEGO

En el DC-3 la Shutoff del cortafuego corta el flujo de aceite y líquido hidráulico desde el cortafuego hacia adelante. Es del tipo eléctrico y consta de un switch y un solenoide para cada motor. Los switches están en el panel de control eléctrico frente al copiloto, al conectarlos se energiza el solenoide correspondiente y actúa la válvula Shutoff, cortando el flujo de aceite y líquido hidráulico. Existen además en otros tipos de aviones válvulas Shutoff de control mecánico, que están ubicadas debajo de la puertecilla que contiene la selectora y la manilla del extinguidor de incendio de los motores, en el piso entre los asientos de los pilotos. Son dos manillas una para cada motor que unidas a las válvulas shutoff por medio de cables de acero cortan el aceite y líquido hidráulico. *y GASOLINA.*

SISTEMA DE COMBUSTIBLE

El combustible viene de dos estanques principales y dos auxiliares situados en la sección central del ala. La capacidad de los estanques principales es de 202 Glns. y los auxiliares de 200 Glns. cada uno. La cantidad de combustible es medida por un sistema de liquidómetro y mostrado por un indicador de cantidad de combustible ubicado en el panel de instrumentos de la cabina de mando. Durante una operación normal el motor izquierdo es abastecido por los estanques del lado izquierdo y el motor derecho por los estanques del lado derecho. Mediante el uso de la válvula selectora de estanques se puede abastecer indistintamente el motor derecho o izquierdo desde cualquier estanque. Las cañerías van desde las válvulas selectoras hacia las bombas manuales las que son operadas por una sola palanca, éstas bombas se usan para levantar presión de combustible al hacer partir los motores o cuando fallan las bombas ope-

CAPITULO I

radas por los motores. Una línea de alimentación cruzada está conectada en el lado de presión de cada bomba accionada por éstos. Las dos válvulas de paso de las dos cañerías de alimentación cruzada están operadas desde la cabina de mando con un solo control. Este sistema de alimentación permite que ambos motores reciban combustible desde una sola bomba actuada por el motor, en caso que la otra falle. En otros modelos las bombas manuales están reemplazadas por bombas booster eléctricas de gasolina operadas por un switch desde el tablero eléctrico de la cabina de mando. En éstos aviones no hay sistema de alimentación cruzada. En caso de falla de las bombas accionadas por los motores estos booster entregarán suficiente cantidad de combustible y presión. Hay una cañería que conduce los excesos de gas de bencina desde la cámara superior del carburador a los estanques principales. Una cañería de combustible desde cada carburador opera el indicador de presión de combustible en la cabina de mando.

LLAVES SELECTORAS DE ESTANQUES DE COMBUSTIBLE

Hay dos llaves selectoras de estanques de ala, una para cada motor, y están ubicadas al lado derecho e izquierdo del pedestal según corresponda. Tienen las posiciones marcadas de, LEFT AUX - LEFT MAIN - RIGHT MAIN - RIGHT AUX - OFF. Las llaves están conectadas mecánicamente a las válvulas por varillas y cables. Según cual sea la posición del extremo de la selectora habrá suministro de combustible en esa dirección.

VALVULA DE CONTROL DEL SISTEMA DE ALIMENTACION CRUZADA (Sólo en algunos aviones)

Está ubicada en la cara inferoposterior del pedestal. La palanca está conectada mecánicamente por cables a las válvulas. En caso de falla de una de las bombas operadas por los motores se coloca en posición ON para suministrar combustible a ambos motores desde la otra bomba actuada por el motor. Durante una operación normal la válvula de alimentación cruzada debe estar en OFF.

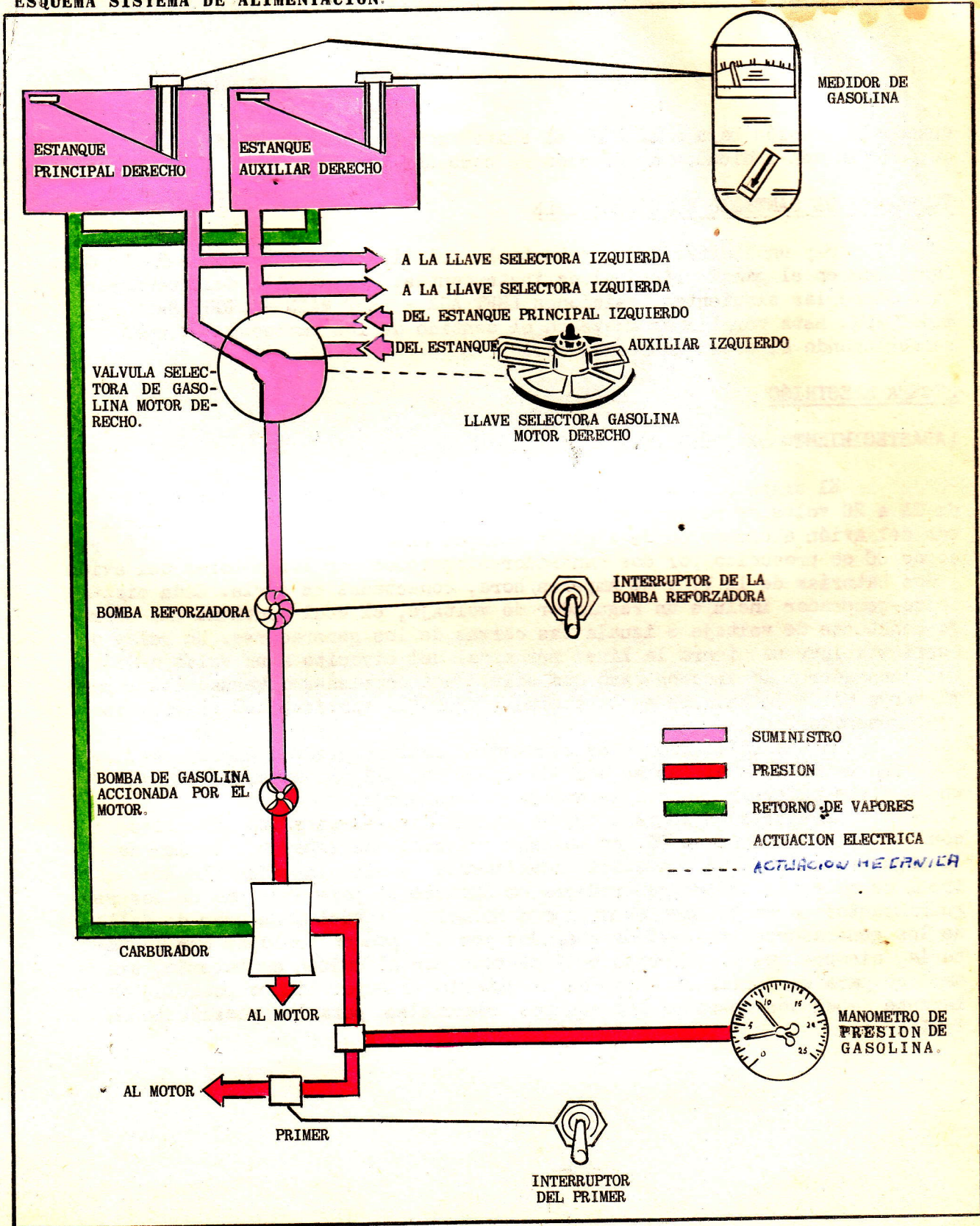
CONTROL DE LA BOMBA MANUAL (En aviones con Sistema de Alimentación Cruzada)

Está ubicada a la derecha y ligeramente atrás del asiento del piloto. Son dos bombas operadas por una sola palanca mecánicamente.

LUCES DE PREVENCION DE PRESION DE COMBUSTIBLE

Hay dos luces de prevención de caída de presión de gasolina de 28 V. CC. en el tablero principal de instrumentos a ambos costados del instrumento indicador de presión de combustible, las que se encienden

ESQUEMA SISTEMA DE ALIMENTACION.



CAPITULO I

cuando la presión baja a 12 PSI. El switch correspondiente está situado en la cañería del indicador de presión de combustible.

INDICADOR DE CANTIDAD DE COMBUSTIBLE

Hay un indicador de combustible del tipo liquidómetro de 28 V. CC. instalado en el panel principal de instrumentos. Una perilla selectora permite darle las siguientes posiciones LEFT AUX - LEFT MAIN - RIGHT MAIN - RIGHT AUX. Esta perilla se mueve en el sentido de los punteros del reloj seleccionando el estanque requerido.

SITEMA ELECTRICO

(ABASTECIMIENTO DE PODER CC.)

El sistema de abastecimiento de poder CC (corriente continua) es de 24 a 28 volts de retorno por masa y abastece todos los equipos eléctricos del avión a excepción de algunos equipos electrónicos. El poder eléctrico de CC es producido por dos generadores operados por los motores del avión y dos baterías de 12 V. y 88 Amperes/hora, conectadas en serie. Cada circuito de generador incluye un regulador de voltaje, el cual mantiene una entrega constante de voltaje e iguala las cargas de los generadores. Un relay de corriente inversa cierra la línea principal del circuito a un voltaje dado del generador y lo abre en caso que exista una corriente inversa. Dos amperímetros están instalados en la cabina y miden la corriente en el circuito del generador.

En tierra la fuente de corriente continua puede reemplazarse por un carro de batería el que se enchufa en un receptáculo especial ubicado en la parte inferior central delantera del fuselaje.

La corriente opera a través de ruptores de circuito (fusibles) conectados a la barra de CC. en la caja principal de empalmes. La luz de la caja principal está conectada directamente a la batería. La entrega de cada uno de los generadores es suficiente para cada uno de los requerimientos de carga bajo condiciones normales de vuelo. En caso de falla de los generadores los equipos operados por CC. pueden trabajar con la batería, siempre que el circuito esté cerrado por el switch de batería, sin embargo para conservar la carga de la batería el mayor tiempo posible, solamente deben ser operados los equipos esenciales para la prosecución del vuelo.

CAPITULO I

SWITCH MAESTRO DE BATERIAS

Hay un switch maestro de baterías del tipo 28 V. CC. y posiciones ON - OFF GROUND POWER, ubicado en el panel de control eléctrico. Este switch abre o cierra el circuito de baterías, deberá estar en la posición GROUND POWER cuando se aplique poder eléctrico externo con el fin de asegurarse de tener las baterías totalmente cargadas. El switch maestro de baterías deberá estar conectado antes del despegue, con el objeto de cerrar el circuito de baterías y tenerlas conectadas a la barra de unión en la caja principal de empalmes.

SWITCHES PRINCIPALES DE GENERADORES

Hay dos switches de posición ON - OFF en las líneas principales de circuito que permiten seleccionar cualquiera o ambos generadores a fin de suministrar corriente al sistema eléctrico. La posición ON del switch, cierra el circuito del generador y de la batería a través del fusible de la barra en la caja principal de empalmes. La posición OFF abre el circuito. Estos switches están localizados al costado derecho en el panel eléctrico de la cabina.

ENCHUFE PARA PODER APLICAR PODER ELECTRICO EXTERNO

Hay un enchufe para poder aplicar poder eléctrico externo en el costado inferior del fuselaje, detrás de las baterías, el que conecta automáticamente el sistema eléctrico del avión al poder externo de corriente continua, siempre que el switch maestro de batería esté en posición GROUND POWER.

AMPERIMETROS

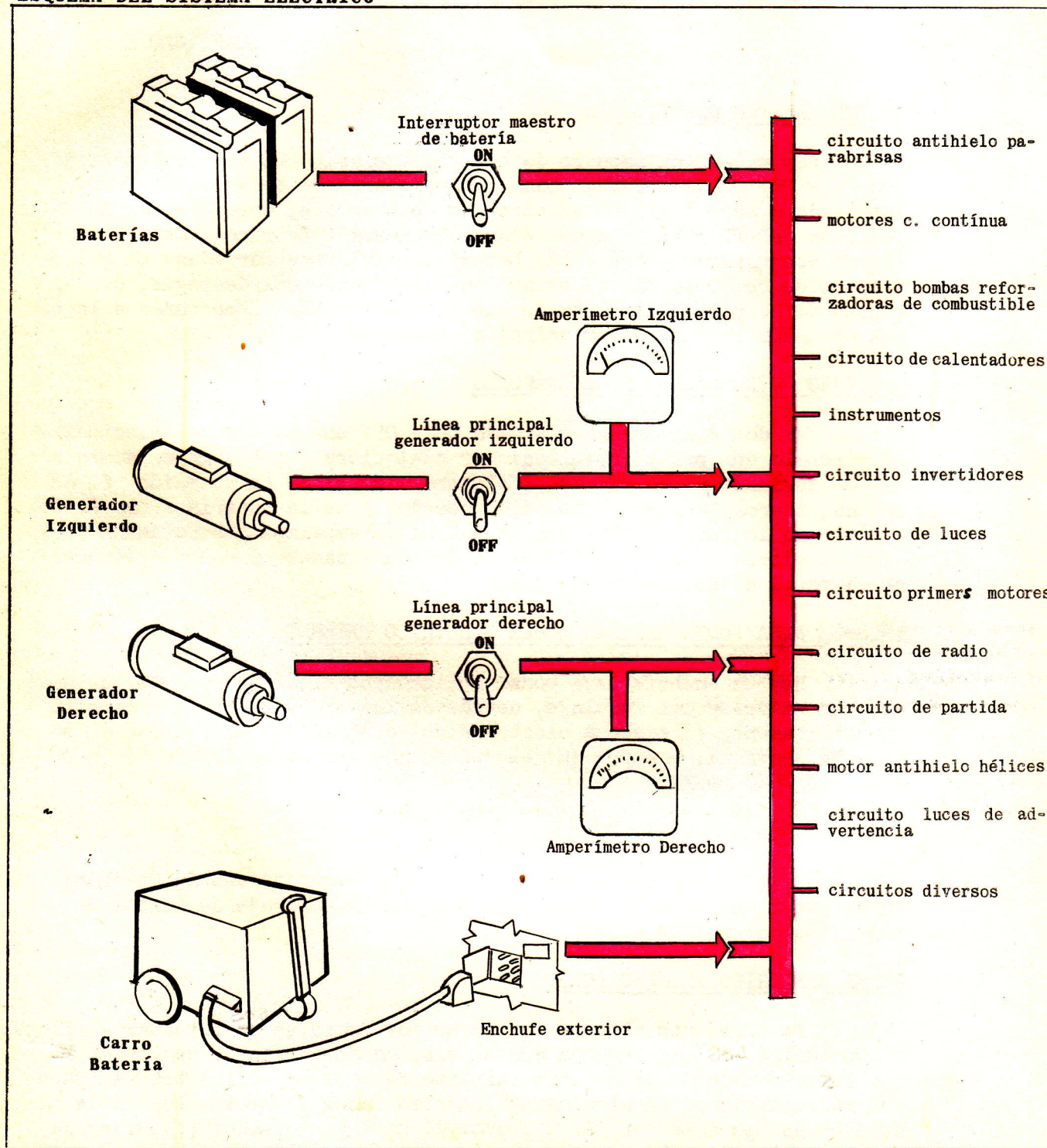
Hay dos amperímetros uno para cada generador, están ubicados en el panel de control eléctrico e indican el amperaje de salida de cada generador.

PODER ELECTRICO ALTERNO (CA).

La corriente alterna se provee por medio de ^{dos} un inverter de 115 V. y 400 ciclos ^{los} que trabaja con el sistema de corriente continua. ^{los} El inverter está ubicado en el compartimento de radio y suministra CA. para los radiocompases, en algunos aviones las luces fluorescentes de la cabina están operadas por CA. a través de un transformador reductor de tensión. Los circuitos de corriente alterna están protegidos por fusibles localizados en el panel de fusibles de radio.

CAPITULO I

ESQUEMA DEL SISTEMA ELECTRICO



CAPITULO I

SISTEMA HIDRAULICO

Un sistema de acumulador de presión hidráulica opera, el tren de aterrizaje, los frenos, las aletas de refrigeración de los motores, los flaps y los limpia parabrisas. El líquido hidráulico llega por gravedad desde el estanque a las bombas operadas por los motores del avión (una bomba hidráulica por cada motor), las que proporcionan presión hidráulica al sistema. El acumulador se encuentra ubicado al lado del estanque de líquido hidráulico y está situado detrás del mamparo del asiento del copiloto. La cámara inferior del acumulador se carga con aire a través de una válvula de aire hasta una presión inicial de 250 PSI. Hay una válvula de relevo de presión instalada en la cañería de presión del sistema, que funciona para proteger el sistema de un exceso de presión en caso de que ésta suba de 950 ± 50 PSI. Una bomba manual en el sistema sirve para entregar presión en caso de falla de las bombas accionadas por los motores, o para la operación en tierra del sistema hidráulico cuando los motores están detenidos, la capacidad del líquido hidráulico es de 10 cuartos de galones US. 7 cuartos se usan para las bombas accionadas por los motores, los 3 cuartos restantes solo se usan en la bomba de mano para operación de emergencia.

BOMBA HIDRAULICA MANUAL

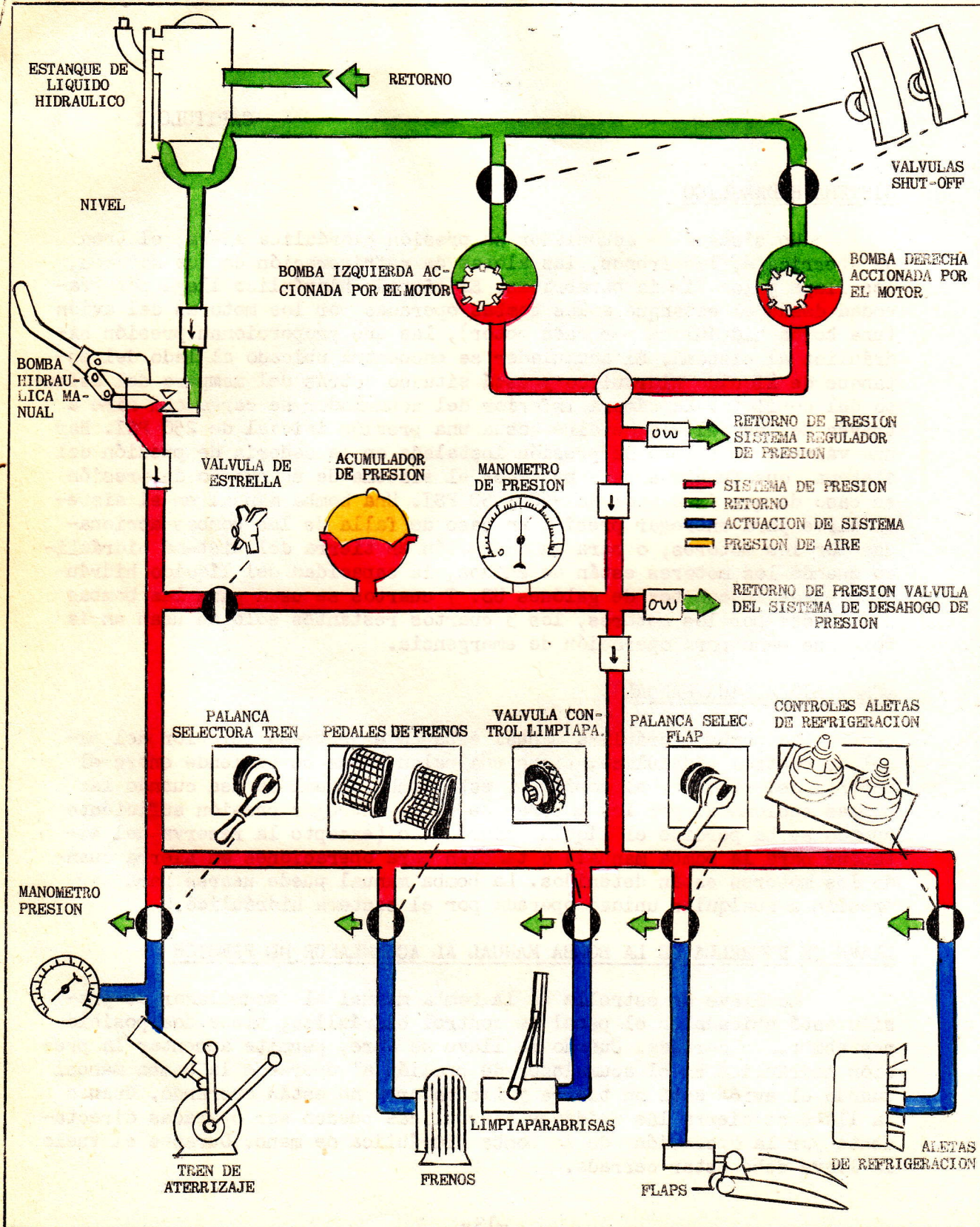
La bomba hidráulica manual está en el extremo inferior del panel de control hidráulico, tiene una palanca que se extiende entre el asiento del piloto y el copiloto, esta bomba manual se usa cuando las bombas accionadas por los motores dejan de entregar presión suficiente cuando se ha perdido el líquido hidráulico (excepto la reserva del estanque para la bomba manual) o también para operaciones en tierra cuando los motores están detenidos. La bomba manual puede usarse para dar presión a cualquier unidad operada por el sistema hidráulico.

LLAVE DE ESTRELLA DE LA BOMBA MANUAL AL ACUMULADOR DE PRESION

La llave de estrella de la bomba manual al acumulador de presión está ubicada en el panel de control hidráulico, tiene dos posiciones abierta o cerrada. Cuando la llave se abre, permite aumentar la presión hidráulica en el acumulador de presión al operarse la bomba manual cuando el avión está en tierra y los motores no están operando. Cuando la llave se cierra las unidades hidráulicas pueden ser operadas directamente por la operación de la bomba hidráulica de mano. Durante el vuelo la llave debe estar cerrada.

ESQUEMA

SISTEMA HIDRAULICO



CAPITULO I

NIVEL INDICADOR DE CANTIDAD DE LIQUIDO HIDRAULICO

En la parte superior del panel de control hidráulico se encuentra el nivel indicador del líquido hidráulico, el que muestra la cantidad de éste elemento en el sistema.

MEDIDORES DE PRESION DEL SISTEMA HIDRAULICO

Hay dos medidores de presión ubicados en uno de los soportes debajo del parabrisas derecho a un costado del puesto del copiloto. Son de lectura directa, calibrados de 0 a 2000 PSI. Un indicador marca la presión en el sistema hidráulico, el otro nos da la presión del fluido en las líneas de tren abajo, cuando la palanca de control del tren está en posición abajo o neutral.

SHUTOFF DEL CORTAFUEGO

Una válvula operada manualmente corta el flujo de líquido hidráulico. Está localizada detrás del cortafuego en el nacelle de cada motor. Las shutoff están conectadas por cables a los controles manuales, que son los mismos que cortan el flujo del aceite y en algunos casos la gasolina.

SISTEMA DE CONTROLES DE VUELO

El sistema de controles de vuelo consiste en sistemas separados de, timón de profundidad, alerón y timón de dirección. Todos ellos son de tipo directo, operados por manubrios y pedales duales. El timón de profundidad, alerones y timón de dirección tienen correctores.

CONTROLES DE TIMON

El timón de dirección es controlado mecánicamente por un juego doble de pedales que cuentan con frenos de pie. Los pedales pueden ser alargados o acortados con una palanca que está al costado de cada pedal.

CORRECTOR DE TIMON

El corrector de timón es controlado mecánicamente por una manilla que está en la parte posterior al lado izquierdo del pedestal. El movimiento del corrector se registra por medio de una aguja en el indicador que está inmediatamente debajo de la manilla.

CAPITULO I

COLUMNA DE CONTROL

Hay dos columnas de control, delante del asiento del piloto y del copiloto que controlan mecánicamente los alerones y elevadores, mediante un volante y con el movimiento de la columna hacia adelante o atrás respectivamente.

CORRECTOR DE ALERONES

El corrector de alerones es controlado mecánicamente por una manilla que está en la parte inferior derecha del pedestal. El movimiento del corrector se registra por medio de una aguja en el indicador que está inmediatamente debajo de la manilla.

CORRECTOR DE PROFUNDIDAD

El corrector de profundidad es controlado mecánicamente por un volante ubicado en el pedestal al lado del piloto. El movimiento del corrector se registra en el indicador que está al lado del volante.

SEGUROS DE LOS CONTROLES DE VUELO

Es posible fijar el timón de profundidad, los alerones y el timón de dirección en sus posiciones neutrales, cuando el avión está en tierra, mediante seguros, los que son de madera o metal.

FLAPS DE ALA

Los flaps son de metal y se componen de cuatro secciones que se extienden desde el extremo interior del alerón izquierdo por debajo del fuselaje hasta el extremo interior del alerón derecho. Son del tipo Split. Los flaps están conectados en forma de bisagra a la parte inferior central del ala, y son subidos y bajados hidráulicamente como unidad. Los flaps tienen un recorrido de 0° a 45°. El movimiento de los flaps es controlado hidráulicamente por una palanca en la cabina de mando, donde también se encuentra el indicador de posición para el flap.

PALANCA DE CONTROL DEL FLAP

La palanca de control del flap está ubicada en el panel de control hidráulico y tiene tres posiciones, UP - DOWN - NEUTRAL. El movimiento de la palanca a la posición abajo, envía presión de líquido hidráulico al cilindro actuante del flap haciéndolo bajar. Cuando la palanca se coloca en posición arriba, la dirección del flujo del líquido

CAPITULO I

hidráulico se invierte para levantar los flaps. Cuando los flaps llegan a la posición arriba o abajo, la palanca debe volverse a la posición neutral para encerrar el líquido en el cilindro actuante y mantener la posición deseada del flap.

INDICADOR DE POSICION DEL FLAP

Hay un indicador de posición del flap que actúa en forma mecánica y está colocado verticalmente u horizontalmente según el avión al costado izquierdo o en la parte inferior izquierda del panel de instrumentos. Cualquier movimiento del cilindro actuante del flap es indicado por otro equivalente del punto del indicador por medio de un cable de acero flexible que va por dentro de un tubo y que está conectado al cilindro actuante por un extremo y a la aguja del indicador por el otro. Las posiciones marcadas son UP - 1/4 - 1/2 - 3/4 - DOWN.

SISTEMA DEL TREN DE ATERRIZAJE

Consiste en un tren principal y una rueda de cola. El tren principal es operado hidráulicamente para extenderlo o retraerlo, por dos cilindros actuantes ubicados en cada nacela y controlados por una palanca localizada en el panel de control hidráulico de la cabina. Hay un seguro mecánico que impide levantar inadvertidamente el tren de aterrizaje. En caso de fallas en las cañerías del tren, éste puede caer por gravedad cuando la palanca es colocada en posición abajo. La rueda de cola no es retractable, pero puede girar en todas direcciones y ser asegurada en posición del eje longitudinal del avión.

PALANCA DEL TREN DE ATERRIZAJE

La palanca del tren de aterrizaje, ubicada en el panel de control hidráulico tiene tres posiciones, DOWN - NEUTRAL - UP. Al mover la palanca a la posición abajo, se envía presión a las líneas de tren abajo del cilindro actuante del tren para extenderlo. Cuando la palanca se coloca en posición ARRIBA el flujo del líquido se invierte para retraer el tren. Cuando la palanca se coloca en posición neutral, el flujo del líquido es bloqueado en las líneas de tren arriba y en las de tren abajo. Cuando el tren se encuentra desplegado, la palanca se debe volver a ésta posición (NEUTRAL) para mantener dicha colocación.

Con el tren arriba hay que mantener la palanca en posición arriba para que haya una presión constante y evitar que el tren caiga durante el vuelo.

CAPITULO I

NOTA.- El seguro mecánico del tren de aterrizaje debe ser colocado en posición ARRIBA antes que el tren principal pueda ser retraído, porque un retén-seguro previene que éste sea movido a la posición arriba.

SEGURO MECANICO DE LA PALANCA DEL TREN DE ATERRIZAJE

Los seguros de picaporte de ambas piernas del tren principal, están controlados simultáneamente por cables conectados al mecanismo de seguridad del tren, el que está localizado en el piso, a la derecha del asiento del piloto. El seguro de picaporte automáticamente asegura el tren cuando éste está extendido, por el enganche en una ranura del extremo inferior del vástago del pistón del cilindro actuante.

PASADORES DEL TREN DE ATERRIZAJE

Hay pasadores del tren de aterrizaje para evitar que inadvertidamente se retraiga el tren cuando el avión está en tierra. Cuando no están colocados se guardan en la parte trasera de la cabina de pasajeros.

LUCES INDICADORAS DEL TREN DE ATERRIZAJE

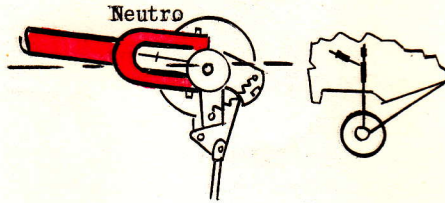
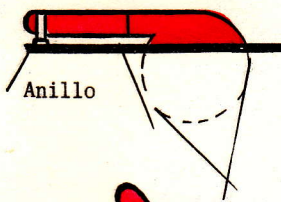
Dos luces indicadoras de 28 V. CC. verde y roja están localizadas al costado derecho del panel de instrumentos. Un switch limitador de 28 V. CC. está montado a continuación de la palanca de control del tren de aterrizaje y uno además en cada tren principal. Estos switches limitadores están actuados por el movimiento de la palanca y el tren principal, para indicar la posición de éste y de la palanca por medio de luces indicadoras verde y roja. La luz verde se encenderá cuando ambas piernas están abajo-aseguradas y la palanca se encuentre en neutral. Si el tren es retraído o está en cualquier posición intermedia o abajo y no asegurado, o esté abajo pero la palanca no se encuentre en neutral, la luz roja del indicador se encenderá. La luz roja del indicador se apagará cuando cuando el tren esté abajo asegurado y la palanca de control en posición neutral.

BOCINA DE PREVENCION DEL TREN DE ATERRIZAJE

Hay una bocina de prevención del tren de aterrizaje de 28 V. CC. ubicada al lado izquierdo del asiento del piloto, la que sonará cuando uno o ambos aceleradores se reduzcan a 18 pulgadas de presión del múltiple y el tren no esté abajo, asegurado y la palanca no se encuentre en posición neutral, no hay ningún switch que permita silenciar la bocina.

OPERACION DEL SEGURO MECANICO DEL TREN DE ATERRIZAJE.

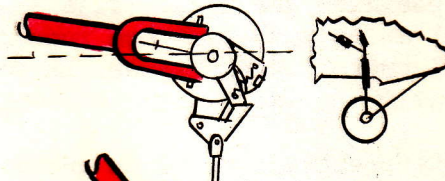
Positivamente asegurado



← Antes del despegue

- 1.- Palanca selectora-neutro
- 2.- Seguro-positivamente asegurado

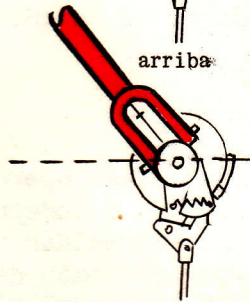
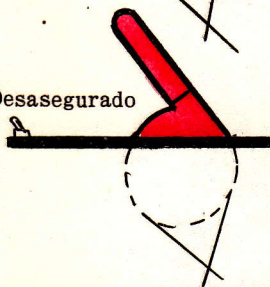
Desasegurado



← Después del despegue

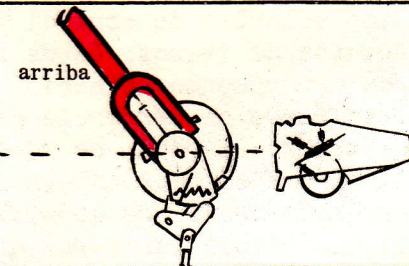
- 1.- Seguro - arriba

Desasegurado



- 2.- Palanca selectora-arriba

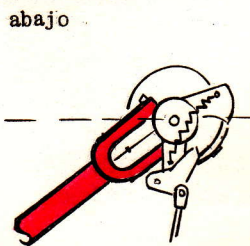
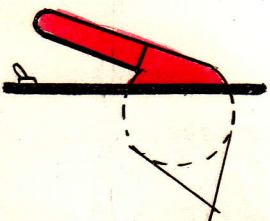
Desasegurado



← Durante el vuelo

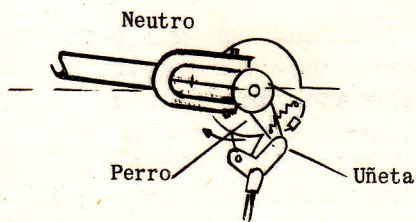
- 1.- Palanca selector arriba
- 2.- Seguro arriba

Posición resorte



← Aterrizaje

1. Palanca selectora-abajo
- 2.- Palanca selectora-neutro
- 3.- Después que el tren ha bajado, seguro en posición positivamente asegurado.



Si la palanca del seguro se traba en posición desasegurado por una operación discontinuada, tire el perro hacia adelante para que la uñeta por acción de resorte quede en su posición, la palanca del seguro volverá a posición resorte.

CAPITULO I

MECANISMO DE SEGURO DE COLA

Un seguro de cola operado mecánicamente ubicado en el pedestal de control bajo los aceleradores, tiene dos posiciones, LOCK y UNLOCK (asegurado y desasegurado). La posición asegurado, fija la cola en el sentido del eje longitudinal del avión y se usa para rodadas superiores a 60 mts., despegues, durante el vuelo y aterrizajes. La posición desasegurada, se usa para rodar el avión en tierra.

NOTA.- La rueda de cola debe estar centrada antes de que la palanca del seguro esté en posición LOCK (asegurada).

SISTEMA DE FRENOS

Los frenos de las ruedas principales están operados hidráulicamente y pueden ser aplicados en forma simultánea o independiente, por las válvulas de control de frenos, que están contenidas en una caja aparte y conectadas a los pedales que actúan el timón de dirección, mediante la presión de los pies en la punta de los pedales. Esto permite que el líquido a presión vaya a las válvulas de control y a través de las cañerías a los cilindros actuantes de frenos, éstos apretan las balatas contra el tambor de la rueda produciendo la acción de frenar.

La presión aplicada a los frenos es proporcional a la presión dada por los pies en los pedales. Cuando el pedal se suelta hay un resorte que hace volver la balata a su posición primitiva, el exceso de presión hidráulica va a través de las válvulas de control por las cañerías de retorno al estanque de líquido hidráulico. Hay un dispositivo de estacionamiento que mantiene los frenos apretados cuando el avión está estacionado.

PEDALES DE FRENOS

Los pedales de frenos trabajan con la presión de los pies. Es posible frenar totalmente aún con el tren retraído.

PERILLA DE FRENOS DE ESTACIONAMIENTO

Las ruedas principales pueden mantenerse frenadas con una perilla de frenos de estacionamiento, ubicada en la parte inferior central del pedestal. Este mecanismo funciona dejando presionados los pedales de frenos y tirando al mismo tiempo de la perilla, soltando los frenos antes de dejar de tirar ésta. Para soltarlos se presionan los pedales. No es posible poner frenos de estacionamiento en las ruedas aisladamente, ya que actúan simultáneamente en las dos ruedas.

CAPITULO I

PRECAUCION.- No colocar frenos de estacionamiento en vuelo.

INSTRUMENTOS

El medidor dual de presión del múltiple es de lectura directa. El indicador de temperatura exterior es eléctrico. Los instrumentos operados por succión son el horizonte artificial, giro direccional e indicador de virajes.

INSTRUMENTOS OPERADOS POR SUCCION

El horizonte artificial, el indicador de virajes y el giro direccional, están operados por el sistema de vacío, el que consta de, dos bombas actuadas por los motores del avión, dos válvulas de retén un múltiple de vacío, dos válvulas de relevo, dos filtros de aire y un restrictor de vacío para el indicador de virajes, además de las cañerías de conexión. Hay un medidor de presión directa en el tablero principal de instrumentos, que señala la presión en pulgadas de mercurio.

SISTEMA ESTATICO DE PITOT

Los equipos e instrumentos del sistema de pitot estático constan de, dos indicadores de velocidad aérea, los altímetros y un indicador de razón de ascenso, Todos ellos instalados en el panel principal de instrumentos. Hay dos tubos pitot de tipo estático, instalados en mástiles en la parte inferior del fuselaje en la nariz, un selector estático y las cañerías de conexión. El switch selector de control estático ubicado en el tablero principal de instrumentos sirve para seleccionar una fuente alterna estática, en caso de falla de la fuente normal. Los tubos pitot tienen equipos antihielos integrales del tipo calentador por resistencia eléctrica.

INDICADOR DE TEMPERATURA DEL AIRE EXTERIOR

Es de 28 V. CC. y está ubicado en el panel principal de instrumentos, el indicador está conectado al bulbo de resistencia del termómetro en la parte inferior de la nariz, en tal forma que los cambios de la temperatura exterior se registrarán en la esfera del indicador por los cambios en la corriente eléctrica entre el bulbo y el indicador. Este indicador está calibrado en grados centígrados.

CAPITULO I

EQUIPOS DE EMERGENCIA

SISTEMA EXTINTOR DE INCENDIO

El avión está equipado con un sistema de descarga único de CO₂ para la protección de las partes accesorias de cada motor. El sistema incluye un cilindro de CO₂ que está detrás del asiento del copiloto, con una válvula de control remoto en la parte superior del cilindro, una cañería de descarga hacia el exterior, en caso de descarga por expansión térmica del cilindro y un disco de celuloide rojo en el lado exterior del fuselaje al lado del puesto del copiloto, que sirve para indicar si el cilindro está descargado, un circuito de detección de incendio en cada motor y los controles necesarios para llevar el agente extintor hacia las cañerías perforadas en las líneas de descarga. Hay dos extintores portátiles, uno en la parte superior del mamparo detrás del asiento del piloto y otro en la parte posterior del último asiento de la cabina de pasajeros. Tienen por objeto combatir el fuego en la cabina.

VALVULA SELECTORA MANUAL DEL EXTINGUIDOR DE LOS MOTORES

La selectora manual del extinguidor de los motores está ubicada en el piso bajo la tapa que está entre el asiento del piloto y el copiloto, tiene dos posiciones marcadas, LEFT ENGINE - RIGHT ENGINE (motor izquierdo - motor derecho).

En caso de incendio de un motor, la válvula selectora se gira hacia el motor afectado para que la descarga de CO₂ sea dirigida a ese motor.

MANILLA DE OPERACION DE LOS EXTINGUIDORES DE LOS MOTORES

Está ubicada bajo la tapa que se encuentra en el piso entre el asiento del piloto y el copiloto y está marcada FIRE-PULL (fuego-tire). Esta manilla de descarga de los extintores está conectada por un cable a una válvula de control remoto que está en la parte superior del cilindro de CO₂. Cuando se tira la manilla, el CO₂ se descarga y va a las cañerías perforadas (líneas de extinguidores), que están en las nacelas del motor afectado.

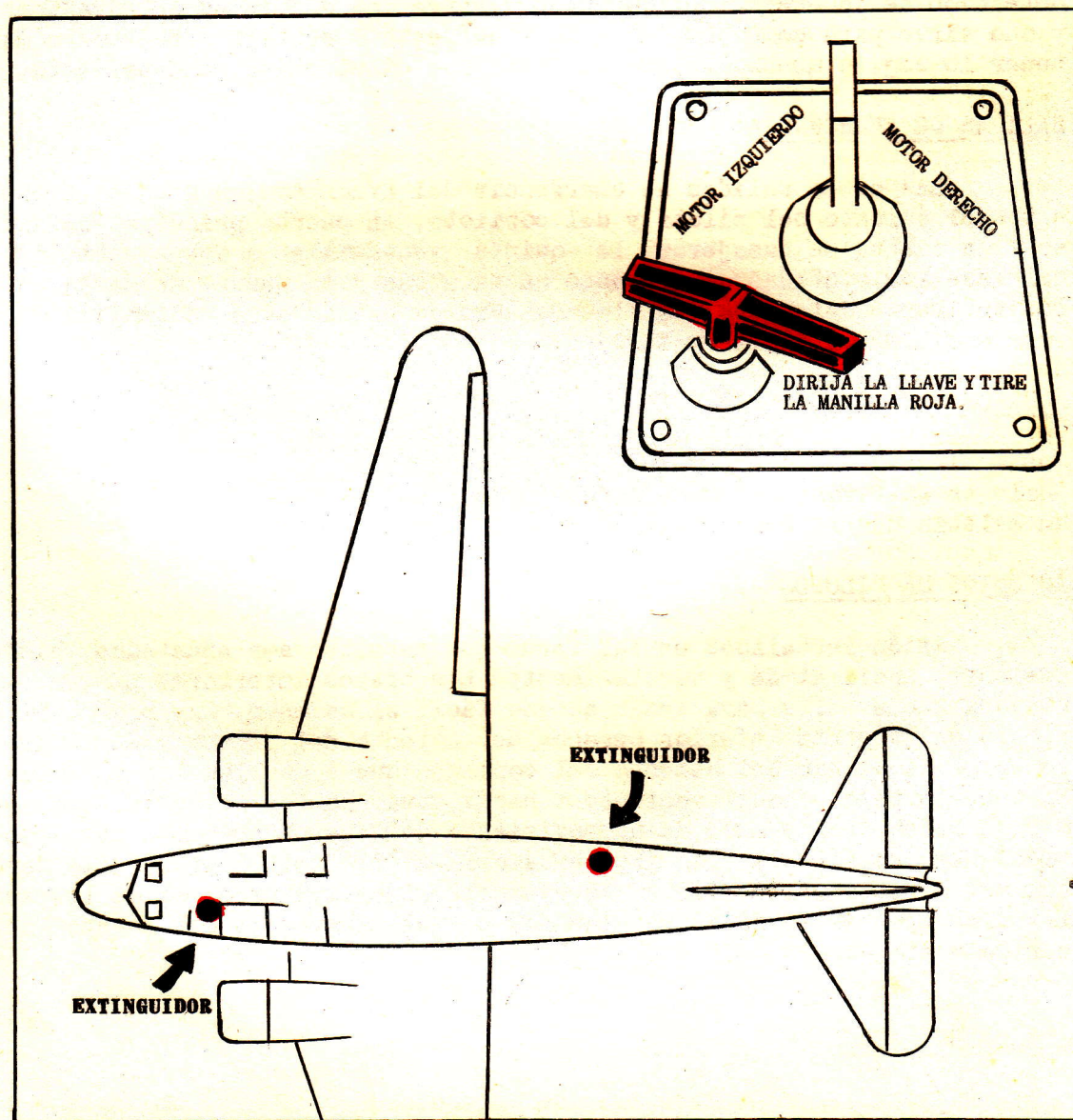
SISTEMA DE DETECCION DE INCENDIO

Hay dos luces de detección de incendio de 28 V. CC. una para cada nacela ubicadas al lado derecho en el tablero eléctrico de la cabina. El sistema tiene un circuito de acoplamiento térmico para detectar el fuego, encendiéndose la luz correspondiente en caso de incendio.

CAPITULO I

UBICACION DE LOS EXTINGUIDORES DE MANO Y CAJA EXTINGUIDOR MOTORES.

- 1.- Uno en el mamparo bodega C.
- 2.- Uno en la parte posterior de la cabina principal debajo del último asiento de pasajeros a la derecha.



CAPITULO I

SWITCH DE PRUEBA DEL SISTEMA DE DETECCION DE INCENDIO

Hay un botón que acciona el switch de 28 V. CC. para prueba de detección de incendio, ubicado bajo y entre las dos luces de advertencia y que sirve para comprobar si el sistema está operativo, debiéndose mantener 10 seg. o menos presionado, para que el circuito esté correcto.

SALIDAS DE EMERGENCIA

Las cinco salidas de emergencia del avión son, una en el techo entre el asiento del piloto y del copiloto, la puerta principal de acceso a la cabina de pasajeros, la quinta ventanilla a ambos costados del fuselaje contadas de adelante hacia atrás y la puerta de carga en el compartimento delantero. En algunos aviones existe otra ventanilla de emergencia fuera de las nombradas.

EQUIPOS VARIOS DE EMERGENCIA

Dos extinguidores portátiles.
Chalecos salvavidas (cuando corresponda).
Un maletín de primeros auxilios.

ASIENTOS DE PILOTOS

Están instalados en tal forma que permiten ser ajustados, hacia adelante, hacia atrás y verticalmente. Los brazos interiores pueden ser girados hacia atrás para tener acceso fácil al asiento. Hay unos cables cortos en la parte inferior derecha del asiento del piloto y en la parte inferior izquierda del asiento del copiloto que controlan los movimientos horizontales, hacia adelante o hacia atrás de los asientos, los ajustes se hacen acompañados de un movimiento del cuerpo en uno u otro sentido. Hay una palanca a la izquierda del asiento del piloto y a la derecha del asiento del copiloto que controla el ajuste vertical de los asientos, los ajustes se hacen acompañados por el movimiento del cuerpo hacia arriba o abajo.