

DESCRIPCION Y OPERACION DE LA AERONAVE Y SUS SISTEMAS

LA AERONAVE

El Piper Tomahawk es un monoplano, monomotor de tren fijo y ala baja de construcción enteramente metálica. Tiene capacidad para dos plazas y 45 Kg. (100 Lb) de equipaje.

ESTRUCTURA

La estructura primaria: con excepción de la bancada ejecutada en tubos de acero, los componentes de acero del tren de aterrizaje y zonas aisladas: está constituida por elementos de aleación de aluminio. Los plásticos (reforzados con fibra de vidrio y termoplásticos) son utilizados en los carenados de motor y en los componentes tales como bordes marginales, carenados, etc.; y en los elementos no estructurales en toda la aeronave.

El fuselaje es una estructura semimonocoque totalmente metálica con recubrimiento remachado. Las puertas de la cabina (una a cada lado del fuselaje) están abisagradas por delante, permitiendo la entrada y salida por las pedanas que se extienden hasta el borde de fuga de cada ala. Cuatro grandes ventanillas (incluyendo el parabrisas y la luneta, ambos de una pieza y envoltentes, y dos ventanillas laterales, una por puerta) proveen de una visión total desde la cabina. Paneles de acceso de quita y pon en los costados de fuselaje por delante de la cabina facilitan la inspección y el mantenimiento del equipo situado por detrás del parallamas y por delante del panel de instrumentos.

El ala es de construcción totalmente cantilever de perfil de flujo laminar NASA GA (W) - 1 y totalmente metálica con excepción de los bordes marginales que son desmontables y ejecutados en termoplásticos. Un larguero principal de sección "I" se extiende a todo lo largo del ala llegando hasta el centro del fuselaje donde se une con el otro larguero en una fuerte unión a tope, conformando de esa manera un larguero continuo. Este larguero es fijado a cada lado del fuselaje y al túnel central del mismo. El larguero trasero de cada ala se extiende desde cada borde marginal a la raíz del ala y está abulonado a la toma ubicada en el costado del fuselaje.

El empenaje es de configuración "T" con el estabilizador horizontal fijo colocado en la parte superior de la deriva.

MOTOR Y HELICE

El Piper PA 38-112 tiene como planta de poder un motor alternativo de cuatro cilindros horizontales opuestos con mando directo Lycoming O-235-L2C con un régimen de 112 HP a 2600 RPM. El mismo está equipado con un arrancador, un generador de corriente alterna de 60 Amperes y 12 volts; arnés de encendido blindado, dos magnetos, una salida para bomba de vacío, una bomba de combustible y un filtro de aire de inducción.

Los carenados de motor son estructuras de tipo autoportante fijas al parallamas y dividido por mitades horizontalmente. La mitad superior del carenado (metálico) posee dos paneles de acceso abisagradas en su extremo superior, uno a cada lado del motor. El carenado inferior (construido en plástico reforzado con fibra de vidrio) es una estructura integral con las tomas de aire incluidas. Ambos carenados (el superior y el inferior) pueden ser retirados totalmente con la hélice instalada en el motor.

La bancada del motor está construida con tubos de acero y está rígidamente unida al parallamas. El motor está tomado a la bancada por amortiguadores antivibratorios dynafocales. La bancada está provista de tomas de fijación para conjunto de tren delantero.

La refrigeración del motor y los accesorios se obtiene mediante el flujo de aire canalizado. El mismo ingresa a través de las tomas ubicadas a cada lado de la hélice y es llevado por medio de un sistema de deflectores de aire alrededor del motor y de allí a una salida de aire fija ubicada en el carenado inferior. El aire caliente para la cabina y el calefactor del carburador ingresa por el carenado frontal y es conducido a la camisa del intercambiador de calor.

El aire de inducción del carburador ingresa por una toma de aire ubicada en el carenado inferior y fluye directamente a través de un filtro a la caja mezcladora de aire del carburador. La misma posee un dispositivo de cierre de paso de aire caliente al carburador de manera tal que cuando se selecciona calefacción del carburador, el aire de inducción es llevado a través de un conducto desde la camisa del intercambiador de calor.

El sistema de escapes incorpora intercambiadores duales con camisas calefactoras que suministran aire caliente a la cabina, al sistema desempañador y al sistema calefactor del carburador.

Los gases de escape descargan por medio de dos tubos que sobresalen del lado inferior derecho del carenado del motor.

La aeronave está normalmente equipada con una hélice Sensenich 72 CK-0-56 de paso fijo; metálica y bipala (aleación de aluminio) con un carenado de masa también metálico. La hélice tiene un diámetro de 1829 mm (72 pulg.) y un paso (determinado al 75% del diámetro) de 1422 mm (56 pulg.).

El piloto deberá leer y seguir los procedimientos recomendados en el Manual del Operador Lycoming para este motor con el fin de obtener la máxima eficiencia y el menor desgaste entre recorridas.

TREN DE ATERRIZAJE Y FRENOS

El tren de aterrizaje del PA 38-112 está equipado con llantas Cleveland 5,00 x 5 y/o 600 x 6 en las tres ruedas (ver figura 1) con conjuntos de frenos hidráulicos a disco simple, también Cleveland instalados en las ruedas principales. Todas las ruedas poseen cubiertas 5,00 x 5 y/o 600 x 6 de cuatro telas de capacidad, con cámaras.

El amortiguador del tren delantero es del tipo óleo-neumático con una extensión normal bajo carga estática de 7,62 mm (3 pulgadas). Al mismo se encuentran incorporados las tomas para la barra de remolque. El tren principal es de hoja de ballesta de acero simple. Las ballestas, ejes y fijaciones del tren principal son intercambiables.

La rueda de nariz es dirigitible por medio de los pedales de timón en un arco de 60° (30° a cada lado de la línea central), y si se encuentran instalados los frenos opcionales de puntera, los mismos ayudan a la ejecución de virajes más cerrados.

El sistema normal de frenos está compuesto de un cilindro maestro y una palanca para frenado manual colocada debajo del panel central de instrumentos (figura 5). El tanque de fluido hidráulico para frenos está instalado en el costado superior izquierdo de la cara delantera del parallamas. Los frenos son actuados tirando hacia atrás la palanca. El freno de estacionamiento está incorporado a la palanca y es operado tirando hacia atrás la palanca y oprimiendo el botón de la porción superior de la empuñadura. Para liberar el freno de estacionamiento, simplemente tirar hacia atrás la palanca para destrabar el mecanismo y permitir que vuelva hacia adelante.

Cuando se encuentra instalado el sistema de frenos duales de puntera, cada pedal de timón posee uno de ellos y los mismos incluyen un cilindro de frenos para cada pedal. Con esta instalación, el freno izquierdo o el derecho pueden ser operados separadamente para ayudar a la conducción y a la ejecución de virajes en tierra.

Figura 1

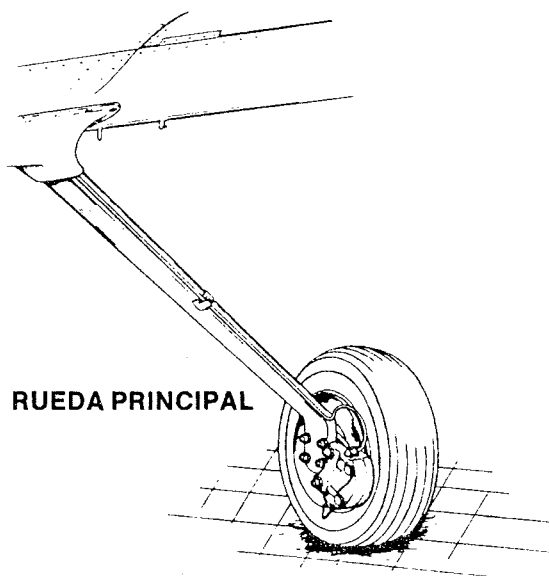
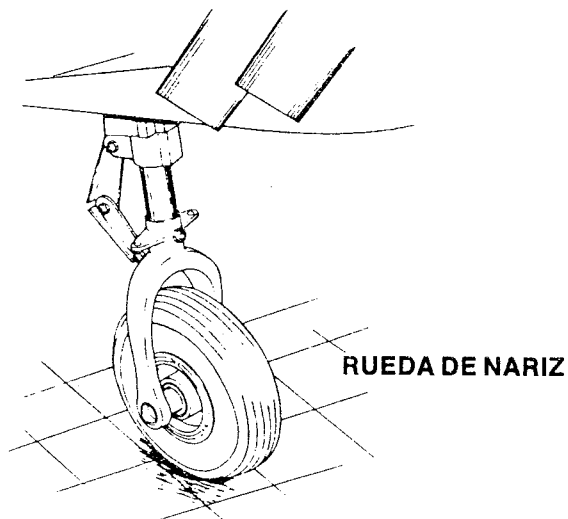
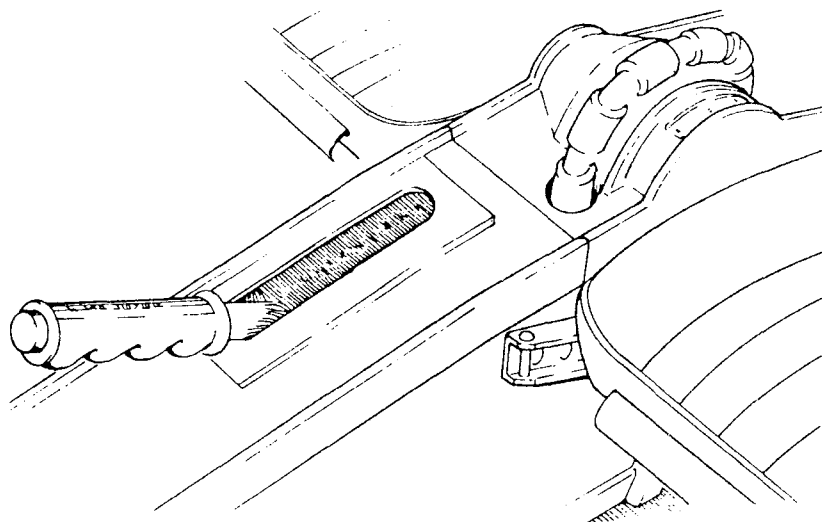


Figura 3



COMANDOS DE VUELO

Los comandos de vuelo duales son equipo normal del PA-38-112 y los mismos accionan las superficies de control primarias a través de una cadena cinemática de cables. Para obtener operación con pequeño esfuerzo de los controles los mismos se encuentran balanceados.

La superficie horizontal del empenaje está compuesta por un estabilizador fijo con un elevador móvil. La rueda de comando del compensador ubicada entre los asientos, opera la función de compensación de cabeceo del elevador (fig. 3). El giro de la rueda hacia adelante provee de compensación nariz abajo; y la rotación de la rueda hacia atrás provee de compensación nariz arriba. Adyacente a la rueda de accionamiento del compensador está instalado un indicador de posición del mismo.

El timón de dirección es de operación y diseño convencional y posee una aleta de compensación (fletner) ajustable en tierra y fijo al borde de fuga del timón.

Los flaps se operan manualmente mediante la palanca de control ubicada entre los asientos. Los flaps están conectados a la palanca por medio de un tubo de torsión y bieletas de empuje. Para operar los flaps debe oprimirse el botón ubicado en el extremo de la empuñadura de la palanca para desacoplar la traba, librándolos de esa manera para adoptar cualquiera de las siguientes posiciones: totalmente retraídos: extendidos 21° o totalmente extendidos (34°). Cuando se cambia la configuración de los flaps se produce un cambio en la actitud de la aeronave (cabeceo) que debe ser corregido ya sea por medio del compensador del elevador o por medio de la acción sobre el volante de comandos.

COMANDOS DE MOTOR

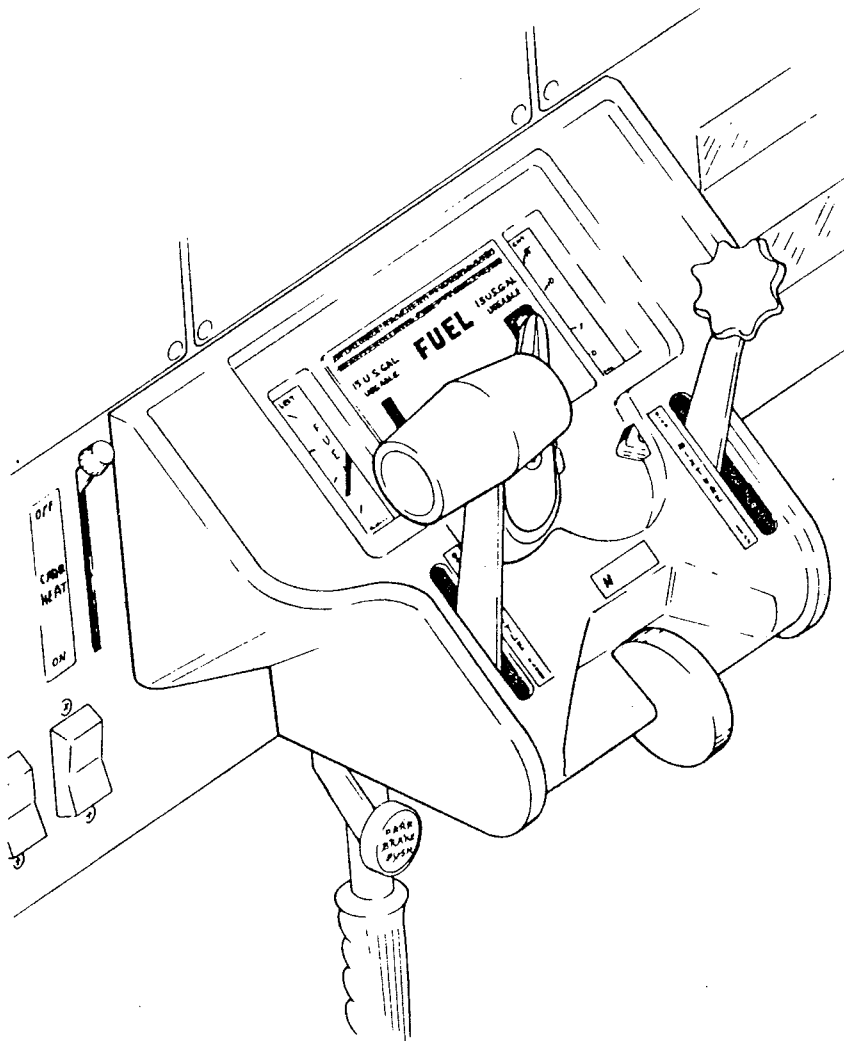
Los comandos de motor consisten de un acelerador y un comando de control de mezcla. Estos comandos están ubicados en el cuadrante de controles del panel central inferior del tablero de instrumentos (fig. 5) por lo que son accesibles desde ambos asientos. Los comandos utilizan cables de control con vaina de teflón para reducir la fricción y el pandeo de los mismos.

La palanca del acelerador es utilizada para ajustar el régimen de marcha del motor (RPM) mientras que el comando de control de mezcla es utilizado para ajustar la relación aire/combustible. El motor es detenido colocando el comando de control de mezcla en la posición de máxima pobreza de mezcla. Para información correspondiente al empobrecimiento de mezcla ver el Manual del Operador Avro Lycoming.

El ajuste de la rueda de fricción del centro del cuadrante de controles puede ser incrementado o disminuido para mantener o trabar el acelerador y el comando de control de mezcla en una posición previamente elegida.

La perilla de control del calefactor del carburador se encuentra ubicada a la izquierda del cuadrante de comandos de motor, en el tablero de instrumentos. Este control tiene los letreros correspondientes a las posiciones CERRADO (OFF) (arriba) y ABIERTO (ON) (abajo).

Figura 5



SISTEMA DE COMBUSTIBLE

El combustible queda almacenado en dos tanques de 60 lts. (16 USgal) de los cuales 57 lts. (15 USgal) son utilizables, componiendo una capacidad total de 121 lts. (32 USgal) con 113 lts. (30 USgal) utilizables. Estos tanques están fijos al borde de ataque de las alas con una unión remachada.

El selector de alimentación de combustible (fig. 5) está ubicado en el centro del cuadrante de controles de motor. Debe mantenerse oprimida la perilla del selector ubicada sobre la cubierta para llevarla a la posición CERRADO (OFF). La misma se libera automáticamente al volverse la perilla a la posición ABIERTA (ON). A cada lado del selector y para cada tanque de combustible hay un indicador de cantidad de combustible en el tanque correspondiente a su misma posición respecto al selector.

Para el caso de falla de la bomba de accionamiento mecánico del motor, hay una bomba auxiliar eléctrica de combustible que debe permanecer en funcionamiento durante todos los despegues y aterrizajes y durante los cambios de alimentación de tanques de combustible. La llave de control de la bomba auxiliar eléctrica está ubicada en el panel de llaves que se encuentra a la izquierda del cuadrante de controles de motor.

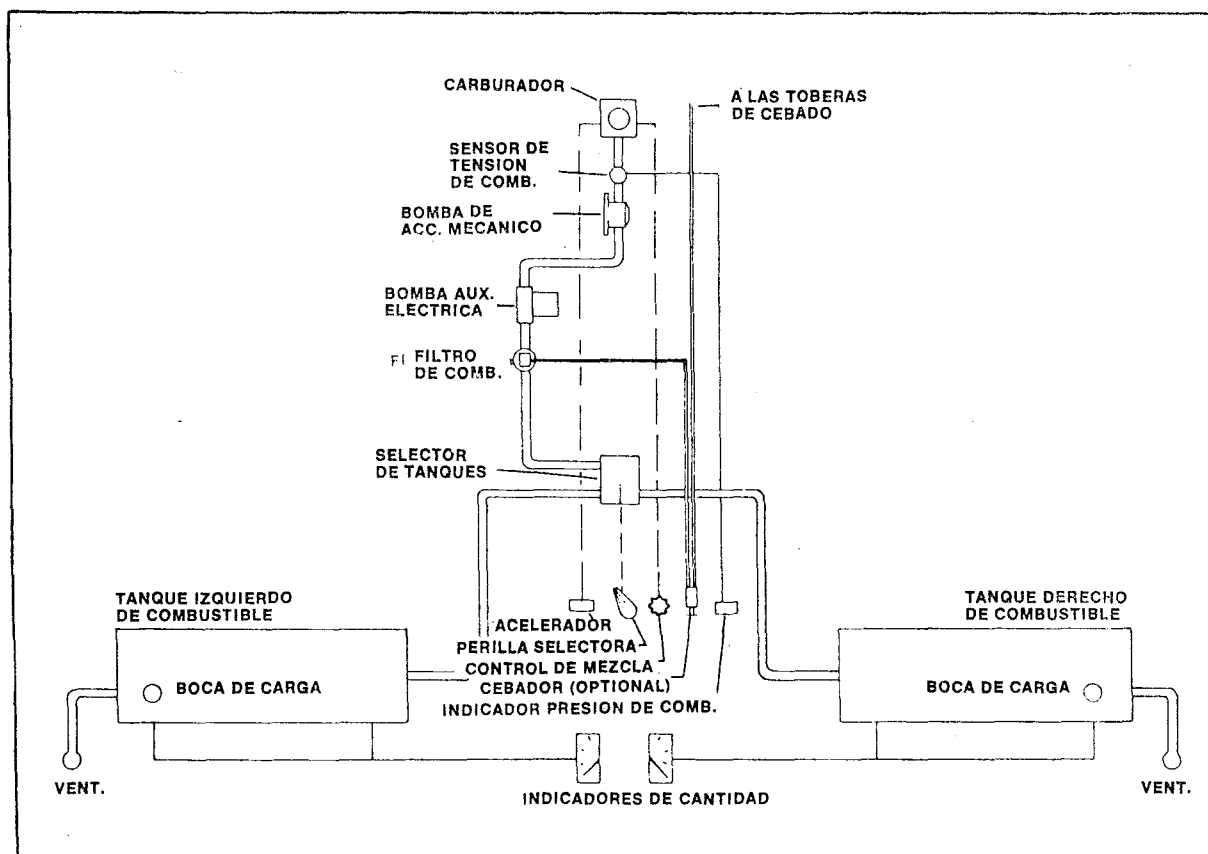
Los drenajes de combustible deben ser abiertos diariamente antes del primer vuelo y el combustible debe ser verificado en busca de agua y/o sedimentos. Cada tanque tiene un drenaje individual en la esquina inferior interna trasera.

El filtro de combustible, ubicado en el costado inferior izquierdo de la cara delantera del parallamas, posee un drenaje que es accesible desde el exterior por la izquierda del carenado de nariz, y también debe ser drenado antes del primer vuelo del día. Ver el párrafo correspondiente para la operación completa de drenado de combustible.

El indicador de presión de combustible está montado con el grupo de instrumentos ubicado a la derecha del cuadrante de controles de motor (fig. 13).

Para facilitar la puesta en marcha es optativo un sistema de cebado de motor. La bomba de cebado, cuando se encuentra instalada, está ubicada en la porción inferior derecha del cuadrante de comandos de motor.

Figura 7



SISTEMA ELECTRICO

El sistema eléctrico incluye un alternador de 14 volts y 60 Amperes, un regulador de voltaje; un relay de exceso de voltaje; un relay de batería y una batería de 12 volts y 25 Amperes/hora de capacidad (ver fig. 9). La batería está enteramente enclaustrada en una caja de acero inoxidable con su correspondiente ventilación que se encuentra montada en el compartimiento de motor y sobre la porción inferior derecha de la cara delantera del parallamas. El regulador de voltaje y el relay de sobrevoltaje están colocados en el costado derecho de la cara posterior del parallamas (detrás del tablero de instrumentos).

Las llaves eléctricas están ubicadas en la porción inferior del tablero de instrumentos y a la izquierda del centro del mismo, y los interruptores termoadmáticos de circuito están colocados en la porción inferior derecha del tablero de instrumentos. Todo interruptor termoadmático de circuitos del tablero es del tipo de oprimir para volver a conectar y se encuentra claramente marcado con su función y su intensidad de corriente de corte (Amperes). La disponibilidad incluye la posibilidad de adicionar varios componentes eléctricos opcionales (fig. 11). Si un interruptor termoadmático se dispara, permitir su enfriamiento durante unos minutos antes de volverlo a conectar.

Las perillas de control de los reóstatos ubicadas a la izquierda de los interruptores termoadmáticos de circuitos, controlan la intensidad de las luces de equipos radioeléctricos e instrumentos. La llave maestra y la llave de magnetos están ubicadas en la porción inferior izquierda del tablero de instrumentos, debajo del volante de comando izquierdo.

Los accesorios eléctricos normales son un arrancador, una llave de traba de ignición, una bomba auxiliar eléctrica de combustible, una alarma sonora de pérdida, indicadores de cantidad de combustible, un amperímetro y una luz de alarma de falla del alternador.

El sistema prevee la adición de equipos accesorios opcionales tales como luces externas e internas, cabeza de tubo Pitot calefaccionada y equipos de navegación y comunicaciones.

La llave maestra es del tipo de balancín dividida. Un lado de la misma es para la batería (BAT) y el otro para el alternador (ALT). Las palabras "Llave maestra" utilizada en este manual, a menos que se indique lo contrario, están referidas a ambas llaves, la de batería (BAT) y la de alternador (ALT) y ambas deben oprimirse simultáneamente para ser llevadas a la posición SI o a la posición NO, según corresponda.

amperímetro se encuentra en el agrupamiento de instrumentos de motor a la derecha del cuadrante de comandos de motor. El indica la carga eléctrica sobre el alternador en Amperes. Cuando todo el equipamiento eléctrico ha sido desconectado y es llevada la llave maestra a la posición SI (ON) , el amperímetro indicará el régimen de carga de batería. Cada carga eléctrica acoplada al sistema provocará disminución y la lectura del amperímetro será el total de la corriente absorbida por los equipos inyectando la batería. Por ejemplo, la carga máxima continua para un vuelo nocturno con equipos radioeléctricos es de 30 Amperes. Este valor de 30 Amperes más 2 Amperes que es la corriente de carga de batería a pleno (totalmente cargada) aparecerán en forma continua bajo estas condiciones de vuelo en el amperímetro. La cantidad indicada en este último brindará una información inmediata de la operación normal (o no) del sistema alternador, dado que la cantidad de corriente de la lectura debe ser igual al total de la corriente absorbida por los equipos en funcionamiento.

El relay de sobrevoltaje protege los equipos electrónicos de una condición transitoria de exceso de voltaje (aproximadamente mayor o igual a 16,5 volts) o una falla importante del regulador de voltaje. Si no se detecta una lectura de corriente en el amperímetro durante el vuelo, debe detenerse todo el equipamiento eléctrico no imprescindible para reducir la carga eléctrica. El interruptor termoautomático de circuito de carga del alternador (5 Amperes) debe ser verificado y volver a conectar en caso de que haya sido disconectado. En caso contrario, la porción alternador (ALT) de la llave maestra deberá ser llevada a la posición NO (OFF) durante un (1) segundo para volver a conectar el relay de sobrevoltaje. Si el amperímetro continúa sin indicar salida, debe reducirse la carga eléctrica al mínimo compatible con el vuelo y fijarse el mismo tan pronto como sea posible.

TABLERO DE INSTRUMENTOS

El tablero de instrumentos (fig. 13) está diseñado para acomodar todos los equipos (instrumentos y equipos) para vuelos por contacto visual y por instrumentos.

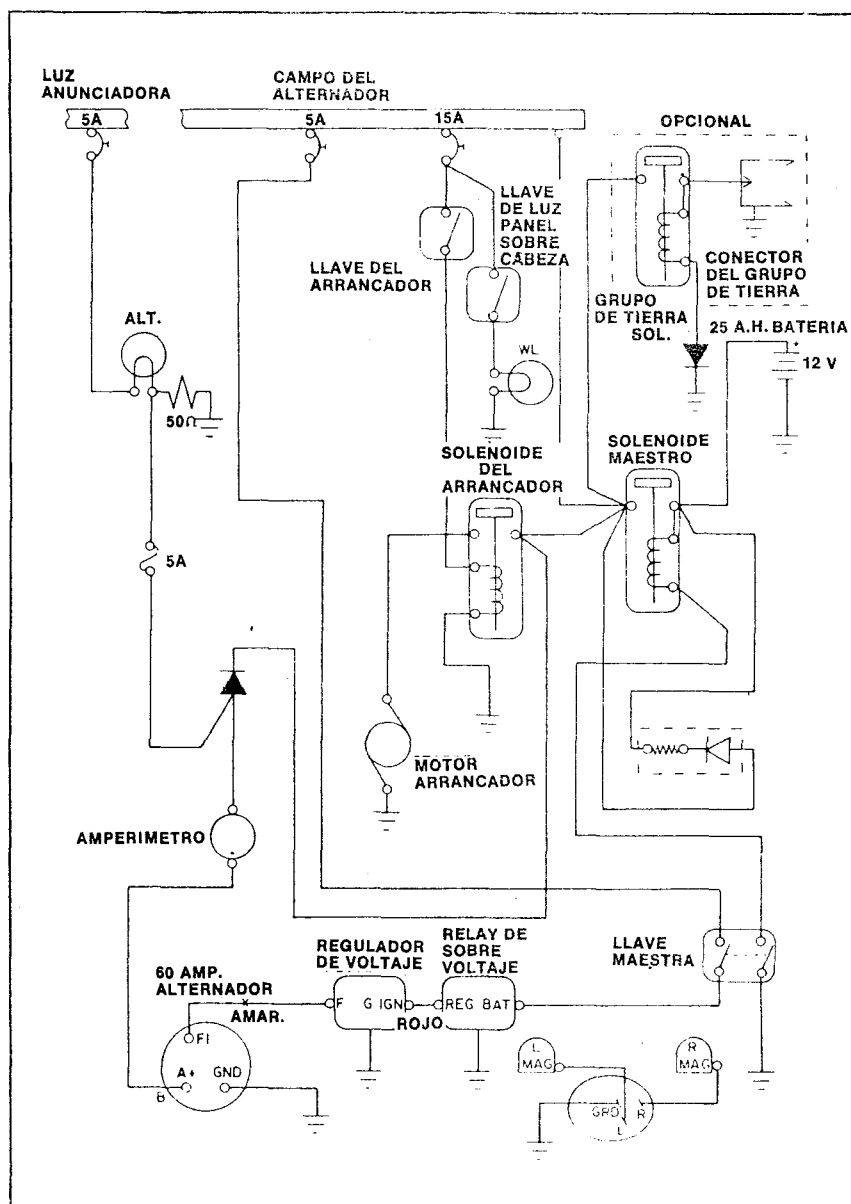
El equipo radioeléctrico está montado en la porción central y derecha del tablero y los instrumentos de motor en la porción izquierda. El agrupamiento de instrumentos de motor que se encuentra en la porción inferior del tablero y a la derecha del cuadrante de comandos, incluye un indicador de presión de combustible, un amperímetro, un indicador de temperatura de aceite y un indicador de presión de aceite. Los indicadores de cantidad de combustible de cada tanque están sobre el cuadrante de comandos de motor a cada lado de la llave selectora de alimentación de combustible. El taquímetro está ubicado a la izquierda de dicho cuadrante de comandos mientras que la luz de alarma de falla del alternador está ubicada en la porción izquierda del tablero de instrumentos.

cuadrante
o todo el
del am-
vocará
quitos in-
pos radio-
e carga de
s de vuelo
de la ope-
a debe ser

o de volta-
taje. Si no
iento eléc-
cuito de
rido dis-
a la posi-
amperíme-
valo y fi-

mentos y

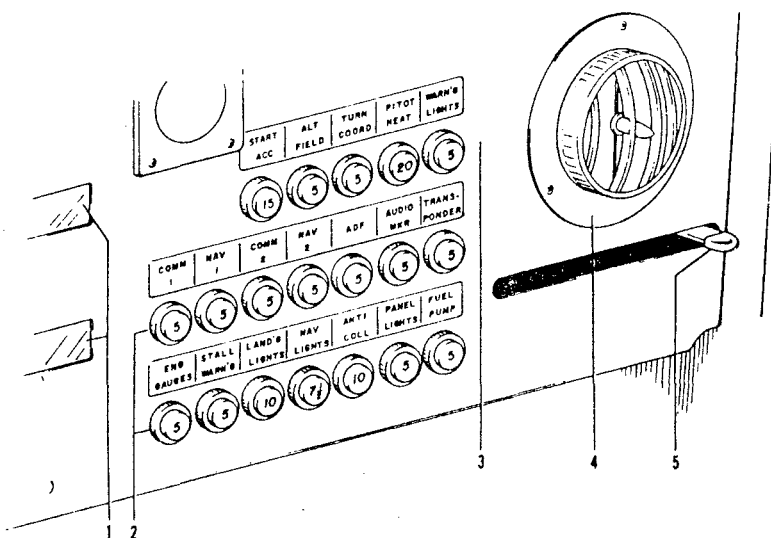
mentos de
en la por-
presión de
de acei-
mandos de
ubicado a la
está ubi-



Los instrumentos
de instrumentación
Los controles
de aire acondicionado

Los insu-
taquím- re
res de con-
lado en la

Existe disponible un instrumento horizontal para indicar el movimiento de giro. Los instrumentos giratorios se ubican en el exterior y pueden ser



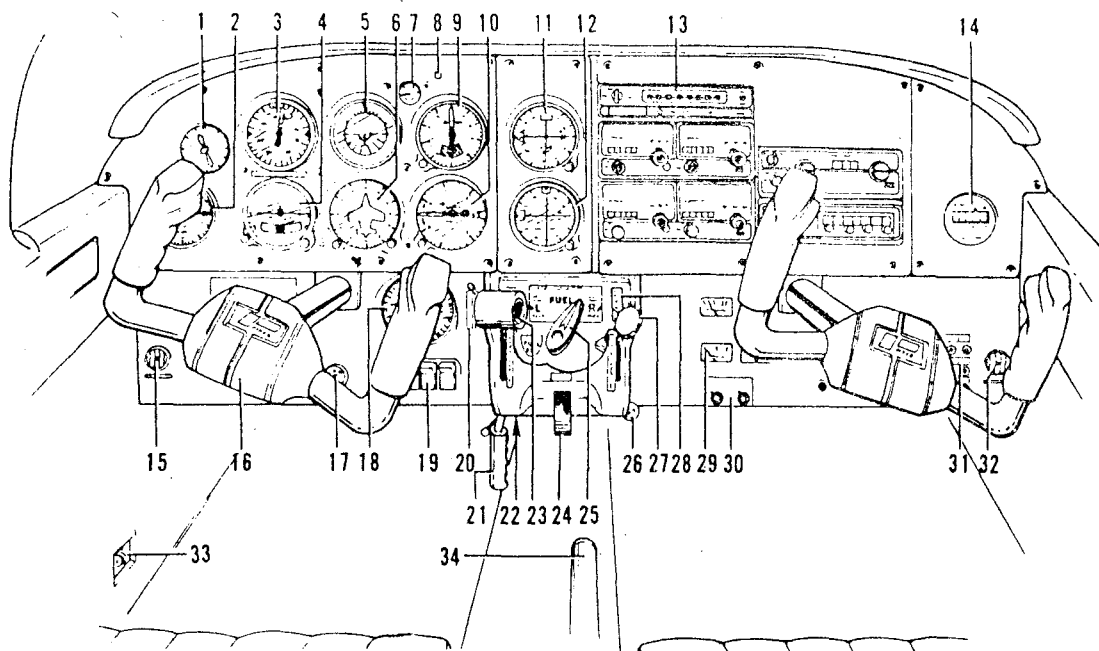
1. INDICADORES DE MOTOR
2. PANEL DE INTERRUPTORES
3. INTERRUPTORES DE EQUIPOS ELECTRONICOS
4. TRONERA DE VENTILACION
5. CONTROL DE VENTILACION

Los interruptores termoautomáticos de circuitos se encuentran en la porción inferior derecha de instrumentos y las llaves de equipos eléctricos a la izquierda del cuadrante de comandos de motor. Los controles del calefactor están ubicados a la izquierda del volante de comandos del piloto. Las llaves de aire fresco están ubicadas en los extremos inferiores izquierdo y derecho del tablero de instrumentos.

Los instrumentos normales comprenden un compás magnético, un indicador de velocidad de vuelo, un taquímetro (con registrador horario), un altímetro, un conjunto de instrumentos de motor, los indicadores de cantidad de combustible y la luz de alarma de falla del alternador. El compás magnético está ubicado en la parte central superior del parabrisas.

Existe disponibilidad de una amplia variedad de elementos opcionales para la instalación en el tablero de instrumentos. Entre las mismas está el indicador de succión (esquina superior izquierda del tablero), el horizonte artificial, un giro direccional, un indicador de velocidad verdadera de vuelo, un variómetro, un indicador de giro y deslizamiento (coordinador de giros), todos estos últimos instrumentos en el extremo izquierdo del tablero de instrumentos de vuelo, y un contador de horas, en el extremo derecho del tablero. Los elementos giroscópicos son operados por succión por medio del sistema opcional de vacío y el contador de giros es accionado eléctricamente. El sistema opcional de cebado es operado por una bomba de agua ubicada en la porción inferior derecha del cuadrante de comandos de motor. El reloj eléctrico puede ser instalado en la esquina superior izquierda del tablero y el indicador opcional de temperatura de aire exterior en la zona superior del área de cabina.

Figura 13



- | | |
|------------------------------------|---|
| 1. RELOJ | 18. TAQUIMETRO |
| 2. ADF. | 19. LLAVES ELECTRICAS |
| 3. INDICADOR DE VELOCIDAD DE VUELO | 20. CALEFACTOR DEL CARBURADOR |
| 4. INDICADOR DE GIRO Y LADEO | 21. FRENO DE MANO |
| 5. HORIZONTE ARTIFICIAL | 22. FUENTE ESTATICA ALTERNATIVA |
| 6. GIRO DIRECCIONAL | 23. ACELERADOR |
| 7. INDICADOR DE VACIO | 24. CONTROL DE FRICCION |
| 8. LUZ DE ALARMA DEL ALTERNADOR | 25. SELECTOR DE TANQUES DE COMBUSTIBLE |
| 9. ALIMETRO | 26. CEBADOR |
| 10. VARIOMETRO | 27. CONTROL DE MEZCLA |
| 11. INDICADOR VOR Nº 1 | 28. INDICADORES CANTIDAD DE COMBUSTIBLE |
| 12. INDICADOR VOR Nº 2 | 29. INSTRUMENTOS DE MOTOR |
| 13. INSTAL. ELECTRON. | 30. REOSTATOS ATENUADOR DE ILUMINACION |
| 14. ODOMETRO | 31. PANEL DE INTERRUPTORES DE CIRCUITOS |
| 15. VENTILACION DE CABINA | 32. VENTILACION DE CABINA |
| 16. VOLANTE DE COMANDO | 33. DRENAJE DE SISTEMA ESTATICO |
| 17. LLAVE DE MAGNETOS | 34. PALANCA DE COMANDO DE FLAPS |

SISTEMA

El sistema
tico. Est
comprende

La bomba
En caso de

Un indicador
piloto de la
sistema de
ción de la
pérdida de
bomba de
to anormal
ble de

Para pro
vula está
vee su
mayor p
trás del
de dar u
marcador
mienta).

SISTEMA

El sistema
tímetro
se encie
por la te

SISTEMA DE VACIO

El sistema de vacío ha sido diseñado para operar los instrumentos giroscópicos de accionamiento tico. Estos comprenden el horizonte artificial y el giro direccional cuando han sido instalados. El comprende una bomba de vacío, un filtro y las tuberías necesarias.

La bomba de vacío es del tipo "seca" y un mando del tipo fusible (al corte) protege de daños al En caso de corte de este mando los instrumentos giroscópicos se vuelven inoperativos.

Un indicador de succión ubicado en la porción superior izquierda del tablero de instrumentos piloto la verificación del sistema durante la operación del mismo. Una disminución en la presión sistema que permaneció en desuso durante un período de tiempo prolongado puede indicar la acción de suciedad en el filtro o las mallas; la posibilidad que se haya pegado el regulador de vacío pérdida en el sistema. La falta total de presión (presión nula) indicará un mando de bomba corta bomba en falla, una posible falla del indicador o una línea aplastada. En el caso de cualquier aparato anormal del indicador de su zona de operación, el piloto deberá verificar el sistema para evitar posible daño a sus componentes o la eventual falla del sistema.

Para proteger los instrumentos giroscópicos se ha colocado en el sistema un regulador de vacío cula está ajustada para una lectura normal de 5,0 0,1 pulg. Hg. (127 2,5 mm Hg.), un ajuste cvee suficiente vacío para operar todos los instrumentos giroscópicos a su régimen de RPM. Un ajuste mayor presión los dañaría y para menor presión los volvería no confiables. El regulador está ubicado tras del tablero de instrumentos. La presión de vacío, aún cuando haya sido correctamente ajustada de dar una lectura inferior a gran altitud (por encima de los 3600 m - 12000 pies -) y a bajo régimen marcha (RPM) del motor (usualmente durante las aproximaciones o durante las maniobras de emiento). Esta lectura es normal y no debe ser considerada una falla.

SISTEMA DE TOMA DE AIRE ESTATICO

El sistema de aire estático suministra presión estática para operar el indicador de velocidad de vuelo tímetro y el variómetro (opcional) (ver fig. -15). La presión dinámica es relevada por el tubo Pitot se encuentra instalado en la superficie inferior (intrados) del ala izquierda y la presión estática es relevada por las tomas instaladas a ambos lados del cono trasero del fuselaje.

válvula estática, ubicada debajo del panel central del tablero de instrumentos a la izquierda del cuadrante de comandos, da acceso a una fuente de aire estático alternativa al ser abierta. Las líneas del sistema Pitot y del sistema estático pueden ser drenadas a través de una válvula para tal fin ubicada dentro de una compuerta ubicada en la parte inferior izquierda del interior del fuselaje.

La cabeza de tubo Pitot calefaccionada soluciona el problema en caso de posibilidad de formación de hielo de lluvias fuertes, siendo equipo opcional de la aeronave. La llave para el calefactor de tubo Pitot está ubicada en el panel de llaves eléctricas a la izquierda del cuadrante de comandos de motor.

Para evitar la entrada de agua e insectos por la toma dinámica, debe colocarse una funda sobre el tubo Pitot antes de que se estacione la aeronave. Un tubo Pitot parcial o totalmente obturado proveerá lecturas erróneas o nulas en el instrumento.

A:

Durante la inspección prevuelo asegurarse que la funda del tubo Pitot ha sido retirada.

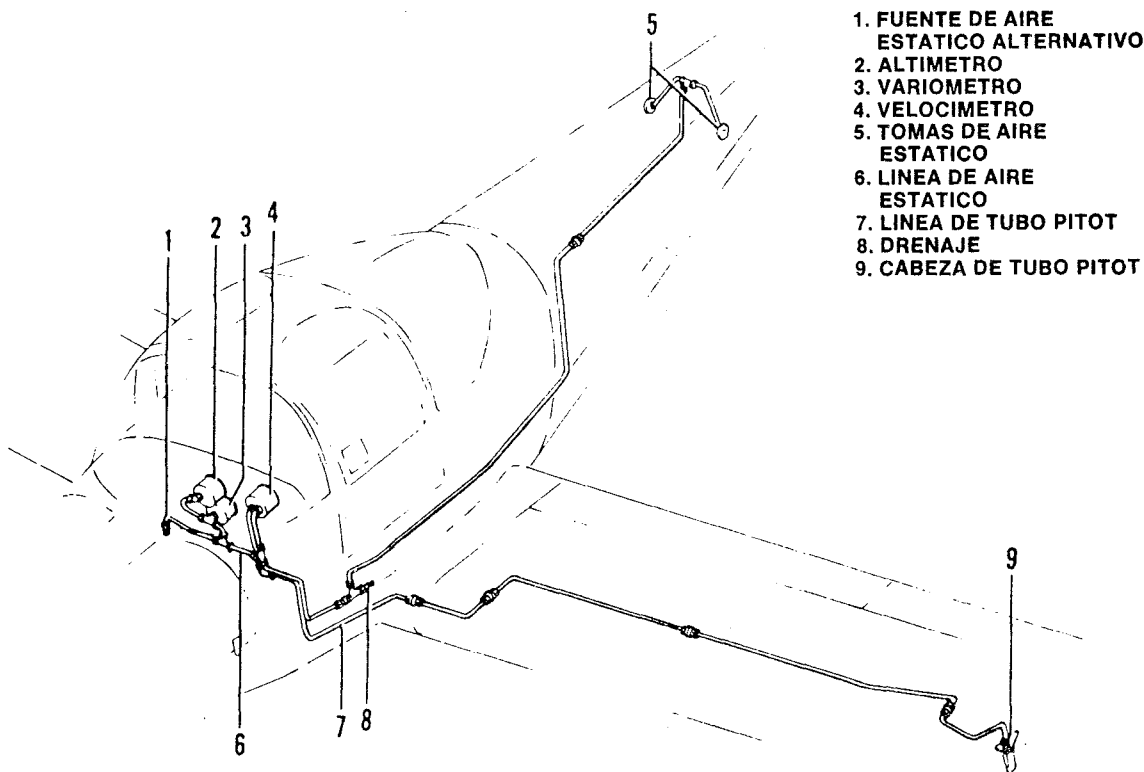


Figura 15

SISTEMA

El aire
suministra
cia de h
aire cali
to de f
instrum
bajo el

Las entri
trás de l
bles de
de sí m

SISTEMA DE VENTILACION Y CALEFACCION

El aire caliente para el sistema de calefacción de cabina y del desempañador de parabrisas (fue suministrado por un intercambiador de calor a la salida de los escapes del motor. Por lo tanto, la presencia de humo en la cabina puede indicar una pérdida en el sistema de escape y debe detenerse el vuelo. El aire caliente e inspeccionarse el sistema antes de próximo vuelo. La cantidad de aire caliente y el flujo del mismo, pueden ser regulados con los comandos ubicados a la izquierda del tablero de instrumentos. El aire caliente puede ser dirigido a las salidas de la parte baja del tabique parallas (debajo del tablero de instrumentos) o a las salidas del desempañador ubicadas en la base del parabrisas.

Las entradas de aire fresco están ubicadas a cada lado del fuselaje en el área posterior al parabrisas (trás de los carenados de motor). El aire fresco es admitido y dirigido a la cabina mediante salidas de aire frescos ubicadas en cada una de las dos esquinas inferiores del tablero de instrumentos y que tiene además una palanca de apertura y cierre de paso del aire.

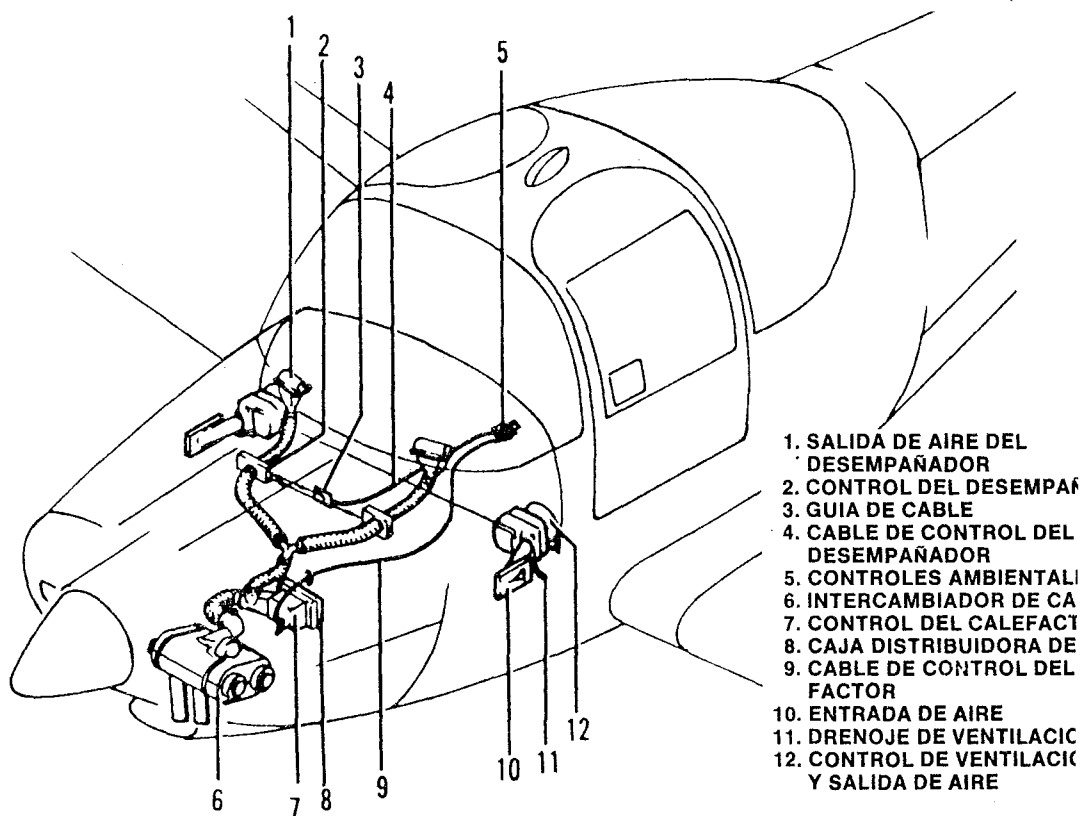


Figura 17

ELEMENTOS DE LA CABINA

razones de confort y visibilidad, los asientos son ajustables hacia adelante y hacia atrás; para lo cual se inclinan los rieles de deslizamiento, el ajuste vertical se realiza automáticamente. El asiento se levanta cuando es corrido hacia adelante y desciende en caso contrario. Las palancas de ajuste se encuentran en el centro de la estructura de los asientos y debajo del borde delantero de los mismos. Amortiguadores de asientos son volcables hacia adelante para lograr acceso al compartimiento de equipaje.

Los cinturones de seguridad son equipo normal de ambos asientos mientras que los tambores de inercia y el arnés de hombros son ofrecidos como equipo opcional. En este último caso, al realizar los movimientos normales, el arnés se extiende o se retrae según se requiera; pero si aparece un brusco movimiento hacia adelante, el tambor se traba y evita la extensión del arnés.

El equipamiento interior standard incluye una ventanilla de tormenta para el piloto; apoyabrazos en las paredes (diseñados con elementos para el cierre de las puertas además), un panel antideslumbrante, un reloj y el piso alfombrado. Los conectores para el micrófono y los auriculares se encuentran entre los asientos en la consola central. También es equipo standard la luneta trasera coloreada.

La puerta de cabina posee un cerrojo interno debajo de la ventanilla. El mismo traba la puerta cuando la manija se encuentra hacia abajo. El cierre superior en el centro del techo de la cabina traba ambas puertas (fig. 19). Antes del vuelo, los cierres de ambas puertas y el del techo de la cabina deben ser asegurados en la posición de traba. Además en la parte externa del cierre de techo de cabina se ha instalado una llave para mayor seguridad para la aeronave estacionada.

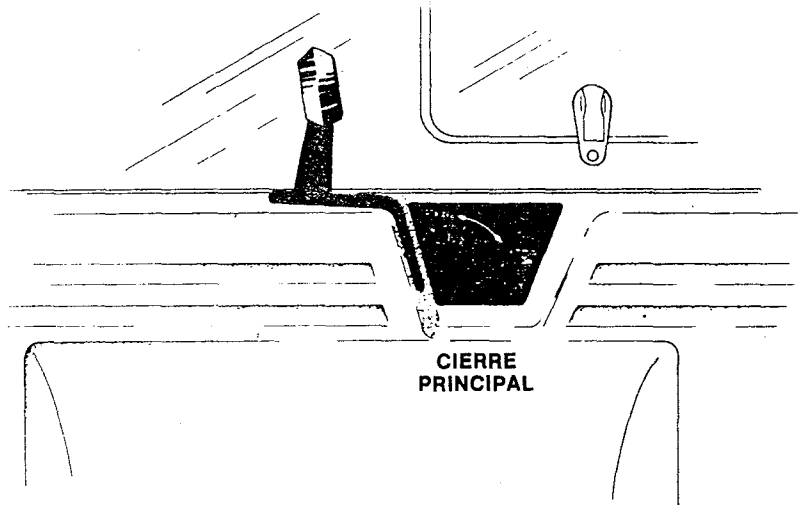
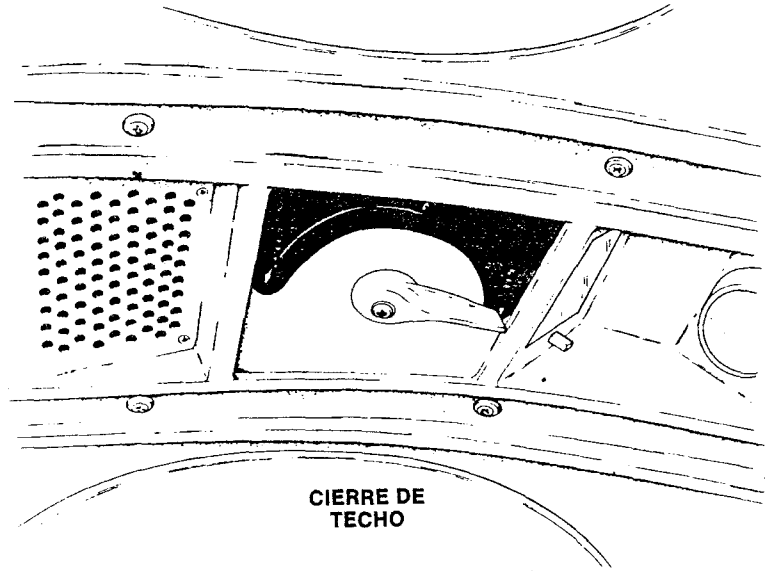
El equipo opcional de cabina incluye parabrisas y ventanillas coloreadas, viseras parasoles y pedalín de freno para la entrada a la aeronave.

ÁREA DE EQUIPAJES

El área de equipajes, ubicada detrás de los asientos, con una capacidad de 0,57 m³ (20 pie³), se accede desde la cabina. La carga máxima autorizada para el mismo es de 45,4 Kg. (100 Lb). En el área existen tiras de amarre que deben ser utilizadas en todo momento.

A:

Es responsabilidad del piloto asegurarse, cuando se realice carga de equipajes, que el centro de gravedad de la aeronave se encuentre dentro de los límites aprobados. (ver la Sección Peso y Balanceo).



a. lo cual
a. ento se
uste se en-
smos. Am-
de equip-

s de inercia
r los movi-
u o movi-

raos en las
ib. nte, un
ntran entre

r. cuando
raha ambas
a deben ser
se. la insta-

pedalín de

), se accede
área existen

el centro de
ción Peso y

ALARMA DE PERDIDA

La proximidad de la pérdida de sustentación es indicada por medio de una alarma sonora ubicada detrás del tablero de instrumentos. Este indicador se activa entre cinco (5) y diez (10) nudos por encima de la velocidad de pérdida.

ACABADO

Todas las superficies externas tienen una base de imprimación y terminado con pintura poliuretánica.

TRANSMISOR PARA LOCALIZACION EN EMERGENCIA *

El transmisor para localización en emergencia (ELT): si está instalado: está colocado debajo de una cubierta abisagrada de la porción posterior de la consola central de la cabina. Este equipo reúne las condiciones especificadas por la Autoridad Aeronáutica para el mismo y opera con una batería propia que posee el equipo.

La fecha de reemplazo de dicha batería figura inscripta en la tarjeta del transmisor.

Para cumplir las especificaciones impartidas por la Autoridad Aeronáutica, la batería debe ser reemplazada antes de dicha fecha, o en el caso de que haya sido utilizado el transmisor durante una emergencia, o en el caso que el tiempo de verificación acumulado del mismo exceda una (1) hora, o en el caso de que el equipo se haya activado en forma inadvertida durante un período de tiempo no determinado.

Cuando está instalado en la aeronave, el transmisor (ELT) emite por medio de una antena fija al pero también posee una antena integral portátil que permite que el equipo sea retirado de la aeronave y sea utilizado como transmisor de señales de emergencia

Este equipo debe ser verificado durante la Verificación Prevuelo para asegurarse que no ha sido activado en forma inadvertida, sintonizando un receptor en 121,5 MHz. Si existiese un sonido oscilante, puede que se haya activado el transmisor y debe ser apagado inmediatamente. Luego volver a poner en condiciones de operación la unidad y volver a verificar.

NOTA: Si por cualquier razón es necesaria una transmisión para verificación, la misma solo debe ejecutarse durante los cinco primeros minutos de cada hora y limitada a tres picos de audio. Si la verificación debe ejecutarse en cualquier otro momento, la misma debe coordinarse con la torre de control (dependiente de la Autoridad Aeronáutica) más cercana.

* equipo opcional

OPERACION DEL NARCO ELT 10

Sobre el equipo hay una llave rotulada SI (ON), NO (OFF) y ARMADO (ARM). Esta última posición permite que la unidad trabaje en modo automático de manera tal que transmitirá solo luego de la activación de la misma por impacto y continuará haciéndolo hasta que se haya agotado la batería o hasta que se haya llevado la llave a la posición NO (OFF).

La llave debe encontrarse en la posición ARMADO (ARM) siempre que el equipo se encuentre en la aeronave. La posición SI (ON) sirve para que la unidad pueda ser usada como transmisor portátil o en el caso de que el disparador automático no actúe por el impacto o en las verificaciones funcionales periódicas. La posición NO (OFF) debe ser utilizada mientras se cambia la batería o se interrumpe la transmisión luego que se ha activado la unidad.

Sobre la llave selectora hay un botón con el rótulo RECONEXION (RESET). Para volver a armar la unidad luego de que ha sido detenida, debe oprimirse este botón luego de colocar la llave selectora en la posición ARMADO (ARM); esta acción detiene la transmisión y vuelve a armar la unidad.

OPERACION CCC CIR 11

Sobre la unidad existe una llave selectora de tres posiciones rotuladas NO (OFF), ARMADO (ARM) y SI (ON). La posición ARMADO (ARM) coloca la unidad en modo automático de operación de manera tal que sólo transmitirá luego de un impacto y continuará transmitiendo hasta que se haya agotado la batería o hasta que se haya llevado la llave a la posición NO (OFF). La llave debe encontrarse en la posición ARMADO (ARM) siempre que la unidad se encuentre instalada en la aeronave. La posición SI (ON) de la llave permite que la unidad sea utilizada como transmisor portátil o en el caso de falla de disparador automático o para las verificaciones periódicas del funcionamiento del transmisor.

Llevar la llave a la posición NO (OFF) cuando efectúe el reemplazo de batería o cuando se vuelve a armar la unidad si ha sido activada por cualquier razón, o para detener la transmisión.

NOTA:

Si la llave ha sido colocada en la posición SI (ON) por cualquier motivo, debe colocarse en la posición NO (OFF) antes de llevarla a la posición ARMADO (ARM) puesto que si desde la posición SI (ON) se lleva la llave directamente a la posición ARMADO (ARM), la unidad continuará transmitiendo en ésta última posición.

PLACA DE NUMERO DE SERIE

La placa de fabricación está colocada debajo del cono de cola, por delante del patín de cola.

El número de serie que figura en la misma debe ser utilizado cuando se requiera cualquier servicio para la aeronave.